

На правах рукописи

Горбушин Антон Роальдович



**Методы определения нестационарных аэродинамических характеристик
моделей летательных аппаратов с помощью тензометрических весов
в аэродинамических трубах**

Специальность: 2.5.12. Аэродинамика и процессы
теплообмена летательных аппаратов

Автореферат
диссертации на соискание ученой степени доктора технических наук

г. Жуковский — 2024

Работа выполнена в Федеральном автономном учреждении «Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н. Е. Жуковского» (ФАУ «ЦАГИ»), г. Жуковский, Московская область.

Научный консультант:

Гайфуллин Александр Маркович, доктор физико-математических наук, член-корреспондент РАН, главный научный сотрудник ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский, Московская область.

Официальные оппоненты:

Знаменская Ирина Александровна, доктор физико-математических наук, профессор кафедры молекулярных процессов и экстремальных состояний вещества, физический факультет, Московский государственный университет имени М. В. Ломоносова, г. Москва;

Арефьев Константин Юрьевич, доктор технических наук, директор исследовательского центра «Аэрокосмические двигатели и химмотология», Центральный институт авиационного моторостроения имени П. И. Баранова (ЦИАМ им. П. И. Баранова), г. Москва;

Миронов Сергей Григорьевич, доктор физико-математических наук, главный научный сотрудник, Институт теоретической и прикладной механики им. С. А. Христиановича СО РАН (ИТПМ СО РАН), г. Новосибирск.

Ведущая организация:

Федеральное государственное бюджетное учреждение науки Институт проблем механики им. А. Ю. Ишлинского Российской академии наук, г. Москва.

Защита диссертации состоится «___» _____ 2024 г. в «___» часов на заседании диссертационного совета 31.1.006.01 при Центральном аэрогидродинамическом институте по адресу 140180, Московская обл., г. Жуковский, ул. Жуковского, д. 1.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке и на сайте www.tsagi.ru Центрального аэрогидродинамического института.

Автореферат разослан «___» _____ г.

Ученый секретарь
диссертационного совета 31.1.006.01
д. ф.-м.н., доцент

Брутян Мурад Абрамович

Общая характеристика работы

Актуальность темы исследования

Актуальность исследования определяется повышением требований производителей летательной техники к точности и достоверности экспериментальных данных, получаемых в аэродинамических трубах. Требования, в свою очередь, диктуются повышением как безопасности полета летательных аппаратов, так и экономической эффективности транспортных самолетов. Наиболее высокие требования предъявляются производителями гражданских самолетов к коэффициенту сопротивления $\Delta c_{x_a} \approx \pm 0,00005 - 0,0001$ и углу атаки $\Delta \alpha \approx \pm 0,005 - 0,01^\circ$.

Степень разработанности темы

Измерение аэродинамических сил и моментов

Конструкция калибровочных стендов ЦАГИ, предназначенных для калибровки тензометрических весов, требует дополнительного пересчета коэффициентов уравнений измерения весов при переходе из измерительной системы координат стенда в систему координат весов (В. П. Гусев и В. И. Тихомиров, А. А. Большакова и др.), что приводит к дополнительным погрешностям в уравнениях измерения (J. Wang). Весы закреплены в основании стенда с помощью элемента крепления весов, а известные нагрузки приложены к элементу крепления модели с помощью калибровочного приспособления. В диссертации предложен новый метод калибровки тензометрических весов на калибровочных стендах ЦАГИ, следуя которому весы закрепляются в основании стенда посредством элемента крепления модели, а нагрузки прилагаются к элементу крепления весов. В этом случае не требуется дополнительный пересчет коэффициентов уравнений измерения, поскольку измерительные системы координат стенда и весов совпадают.

Согласно существующей методике нулевые показания тензовесов при испытаниях в аэродинамических трубах выбираются из трех вариантов (А. М. Харитонов): 1) нулевых показаний до опыта; 2) нулевых показаний после опыта; 3) среднеарифметических значений нулевых показаний до и после опыта. В. Ф. Р. Ewald отмечает влияние температуры на изменение нулевых показаний и возможность использования простых поправок для устранения этого влияния. В. Н. Андреев и др. предлагают линейную зависимость изменения нулевых показаний тензометрических весов от времени пуска трубы. В диссертации разработан метод определения поправок к нулевым показаниям тензометрических весов, в котором используются измерения температуры чувствительных элементов весов.

В последнее время актуальной стала проблема измерения с помощью тензометрических весов нестационарных аэродинамических нагрузок, действующих на модели летательных аппаратов (ЛА) и их элементы в аэродинамических трубах. Вследствие упругости чувствительных элементов весы представляют собой динамическую систему. Этим обусловлена сложность решаемой проблемы: *измерение динамических нагрузок осуществляется динамической системой*. Нестационарные

ционарные аэродинамические нагрузки на модель ЛА появляются под воздействием пульсаций потока, его отрывов на элементах модели, вынужденных колебаний или движения модели в потоке по заданной траектории и приводят к возникновению колебаний весов, модели и ее элементов (C. Young et al., R. D. Buehrle et al.). Другим источником возбуждения колебаний модели является быстрое нарастание скорости потока в трубах периодического и кратковременного действия. Эти нестационарные нагрузки вызывают колебания модели на весах и поддерживающем устройстве (L. Bernstein, Yu. P. Gounko, et al., D. J. Mee). В таких условиях возникают инерционные силы и моменты, связанные с колеблющимися массами модели и метрической частью весов. Кроме того, центробежные силы и соответствующие моменты порождаются угловыми колебаниями модели и весов (L. Bernstein, А. Н. Жук и др.). Инерционные и центробежные нагрузки представляют собой систематические погрешности при определении аэродинамических сил и моментов в эксперименте и должны быть исключены из результатов измерений. Вес модели и метрической части тензометрических весов также влияет на их показания. Это влияние является систематической погрешностью (В. Р. Бертынь и др.). Задача определения сил и моментов при непрерывном изменении угла атаки модели с небольшой скоростью решена для квазистатического случая, когда данные измерений усредняются на небольшом интервале времени (M. B. Rivers et al.) или аппроксимируются набором полиномов (K. D. Bukharov et al.). Скорость изменения углов атаки в квазистатическом эксперименте не превышает 1 гр./с. При таких скоростях колебания весов на собственных частотах не возникают и возбуждаются только колебания поддерживающего устройства. Разработаны методы определения с помощью пятикомпонентных тензометрических весов производных аэродинамических коэффициентов моделей летательных аппаратов при их свободных (V. N. Begovshits et al.) или вынужденных (А. Н. Zhuk et al.) колебаниях в потоке (отсутствует продольная компонента). Частота свободных колебаний не превышает 50 Гц, а вынужденных — 15 Гц. Эти частоты существенно ниже собственной частоты весов, и поэтому колебания весов на собственной частоте не возбуждаются. G. E. Burt и J. C. Uselton предложили метод определения поправки, компенсирующей инерционную силу в процессе измерения синусоидальной силы с помощью однокомпонентных тензометрических весов. Авторы оценивают относительную погрешность определяемой нестационарной силы величиной 10,3%.

Наиболее сложной является задача измерения аэродинамических нагрузок в трубах кратковременного действия (ударных, импульсных) и трубах Людвига. Сложность ее обусловлена очень быстрым пуском установки и малым временем существования потока, не превышающем, как правило, 100 мс (L. Bernstein, Y. Wang, et al., А. А. Маслов и др., А. М. Харитонов, В. В. Богданов и др., М. А. Котов и др.). В данном случае зависимость скоростного напора от времени представляет собой функцию, близкую по форме к ступенчатой функции Хэвисайда. При этом возбуждаются колебания державки и весов на их собственных частотах (L. Bernstein, Y. Wang, et al.). Согласно существующим методам измерения нагрузок в трубах кратковременного действия модель ЛА и тензометрические весы в основном моделируются как линейная динамическая система. При этом дина-

мическая система рассматривается в рамках концепции «черного ящика». Неоднородное уравнение движения второго порядка решается на основе преобразования Лапласа. Связь между приложенной нагрузкой и сигналом весов представляется в виде интеграла-свертки (L. Bernstein, G. E. Burt и J. C. Uselton, Yu. P. Gounko, et al., D. J. Mee, N. Sahoo, et al., M. M. Abdel-Jawad et al., P. Vadassery et al.). Такой подход приводит к некорректной постановке математической задачи. Коэффициенты уравнения определяются при приложении известной динамической нагрузки — ступенчатой функции Хэвисайда и (или) ее производной — δ -функции Дирака. Недостатком этого метода является отсутствие физической модели, адекватно отражающей систему «модель — тензометрические весы — поддерживающее устройство», что позволяет применять данный метод только в ударных, импульсных АДТ и трубах Людвига. Кроме того, воздействие потока при пуске установки трудно измерить, что влияет на величину погрешности в определении коэффициентов уравнения динамической системы. Погрешность измерения усредненной силы с помощью этих методов составляет от 3% (D. J. Mee) до 4,7% (Y. Wang и др.), а нестационарной силы ~10% (G. E. Burt, J. C. Uselton, D. J. Mee, М. В. Сенянский). Г. Л. Гродзовский, В. В. Богданов и С. Т. Ромашкин предложили фильтрационное подавление шума и всех собственных частот колебаний. При этом аэродинамическая нагрузка рассматривается в виде ступенчатой функции с широкополосным шумом. Метод подавления нескольких первых мод колебаний системы с помощью цифрового фильтра динамической коррекции предложен В. В. Богдановым, С. М. Дроздовым и Р. А. Казанским. А. А. Маслов и др. предложили метод обработки сигнала однокомпонентного динамометра с помощью показаний акселерометра, установленного на элементе крепления динамометра. Метод позволяет провести коррекцию сигнала динамометра с помощью преобразования Фурье. Множитель при измеренном ускорении определялся в опытах с приложением импульсного воздействия к элементам крепления модели и динамометра. Метод применим только для динамометра с одной степенью свободы.

Выполненный обзор литературы показывает, что существующие методы применимы лишь для частных задач и нет единого подхода к решению задачи измерения нестационарных аэродинамических нагрузок. Часть методов охватывает диапазон частот, которые значительно меньше собственной частоты весов. В существующих методах не используются физические модели, адекватно отражающие систему «модель — тензометрические весы — поддерживающее устройство». В диссертации разработан универсальный метод, который позволяет измерять три компоненты искомой нестационарной силы и три компоненты искомого нестационарного момента с помощью тензометрических весов во всем рабочем диапазоне их частот, включая собственную. Метод основан на применении известной физической модели тензометрических весов в виде пружины с демпфированием. Задача измерения нестационарных нагрузок решена для общего случая, когда система координат тензометрических весов является неинерциальной.

Измерение углов тангажа и крена

В пересчете аэродинамических коэффициентов при переходе из измерительной системы координат в скоростную возникает дополнительная погрешность в определении коэффициентов, обусловленная погрешностью измерения углов тангажа, крена и рыскания. Наибольшую точность измерения углов тангажа и крена обеспечивают компенсационные маятниковые акселерометры с замкнутой обратной связью — сложные электромеханические устройства, которые представляют собой динамическую систему (A. Lawrence, A. A. Gavrilov, et al.). Маятниковые акселерометры широко применяются в аэродинамических трубах для измерения квазистационарных углов тангажа и крена с использованием однокомпонентной математической модели измерения углов (J. Quest и D. Schimanski, F. Jaarsma и A. Elsenaar, B. L. Crawford, D. E. Fuller, R. L. Watzlavick, et al., T. Finley и P. Tchong, R. Marshall и D. Landman, K. G. Toro и P. A. Parker). Колебания системы «модель — тензометрические весы — поддерживающее устройство» приводят к появлению тангенциального и центробежного ускорения. Последнее направлено вдоль продольной оси весов и оси чувствительности акселерометра и является систематической погрешностью измерения угла тангажа. Р. Н. Fuykschot предложил метод определения систематической погрешности, основанный на вычислении радиусов колебаний в горизонтальной и вертикальной плоскостях и касательной скорости с помощью двух дополнительных линейных акселерометров. Данный метод был расширен R. D. Buehrle et al., Y. Gang et al. и включил несколько мод колебаний. Поскольку для сигнала маятникового акселерометра использовался фильтр с частотой среза 1 Гц, метод можно применять только для квазистационарного случая.

Выполненный обзор показывает, что задача измерения углов тангажа и крена модели летательного аппарата в аэродинамической трубе с помощью маятникового акселерометра решена только для квазистационарного случая с использованием однокомпонентной математической модели акселерометра.

В диссертации предложена трехкомпонентная математическая модель одноосевого акселерометра как средства измерения углов тангажа и крена, которая повышает точность измерения при наличии поперечных ускорений. Разработан новый универсальный метод измерения нестационарных углов тангажа и крена моделей летательных аппаратов в аэродинамических трубах с помощью маятникового акселерометра. Метод позволяет определять углы в широком диапазоне частот колебаний корпуса акселерометра, включая и его собственную частоту. Задача измерения нестационарных углов решена для общего случая, когда акселерометр находится в неинерциальной системе координат.

Измерение параметров потока

В аэродинамических трубах дозвуковых и трансзвуковых скоростей испытания проводятся при различных состояниях атмосферы, что приводит к изменению состава воздуха в трубе. Наиболее изменчивым параметром воздуха в аэродинамическом эксперименте является массовая концентрация водяных паров. С. А. Христианович и др. предложили поправку к удельной газовой постоянной, обус-

ловленную влиянием влажности потока. Поправки к плотности, удельной теплоемкости, показателю адиабаты, скорости звука и коэффициенту кинематической вязкости воздуха определены М. И. Хейфецем. N. E. Mease et al. рассмотрели влияние относительной влажности на плотность воздуха. В диссертации получены обусловленные влиянием влажности поправки к скорости, скоростному напору, числам Маха и Рейнольдса потока в дозвуковых и трансзвуковых АДТ при условии отсутствия конденсации влаги в потоке.

Для измерения квазистационарного и нестационарного полного и статического давления потока наиболее часто применяют комбинированные приемники типа Пито — Прандтля (A. Wagner et al., J. Dunham, W. Wuest, V. Wendt и M. Simen, S. J. Ruffer и D. C. Berridge, Y. V. Gromyko, et al., G. Grossir et al., C. L. Mai и R. D. Bowersox). Датчики давления устанавливают в приемнике по возможности так, чтобы их чувствительный элемент находился заподлицо с поверхностью приемника. Это обеспечивает максимальный диапазон частот измеряемого давления.

Наличие различных примесей в потоке и высокая температура газа в высокоэнthalпийных потоках приводят к разрушению чувствительных элементов (A. Wagner et al., G. Grossir et al.). Одним из решений этой проблемы является создание протяженной полости — буферной области между датчиком и потоком (A. Seifert и L. T. Pack, J. P. Giovanangeli, Y. Tsuji и T. Ishihara, A. Wagner, et al., G. Grossir et al.), в которой частица, движущаяся в потоке, тормозится и не повреждает датчик давления. Эта буферная область состоит из полости и приемного отверстия и представляет собой резонатор Гельмгольца (H. Helmholtz). Наличие резонатора требует определения динамических характеристик приемника. F. R. F. Theodoro et al. определяли их в ударной трубе. R. Brandão и O. Schnitzer исследовали резонатор Гельмгольца с помощью метода сращиваемых асимптотических разложений. A. Seifert и L. T. Pack воздействовали на приемник Пито и установленный рядом микрофон дискретными тонами и белым шумом. В результате получили полином 2-й степени для коррекции амплитуд в спектре сигнала датчика в диапазоне до 95% от резонансной частоты приемника. J. P. Giovanangeli измерял нестационарные полное и статическое давления с помощью приемников типа Пито — Прандтля с внутренней полостью в диапазоне частот меньше собственной частоты приемников. Y. Tsuji и T. Ishihara использовали приемник статического давления с полостью между приемным отверстием и датчиком. Они оценивали резонансную частоту приемника и проводили исследования в диапазоне частот меньше резонансной. Выполненный обзор литературы показывает, что нестационарное давление в экспериментальных исследованиях измеряют в диапазоне частот, которые меньше собственной частоты приемника.

В диссертации разработан вариант классического приемника типа Пито — Прандтля, в котором датчик давления, установленный в насадке, смещается относительно оси приемного отверстия, что значительно повышает живучесть датчика и уменьшает объем внутренней полости. Разработан новый метод измерения нестационарного давления таким приемником в широком диапазоне частот, включая собственную частоту колебаний газа в приемном отверстии.

Цель работы — повышение точности определения квазистатических и нестационарных аэродинамических характеристик моделей летательных аппаратов в аэродинамических трубах.

Задачи работы

Для достижения поставленной цели в работе следовало разработать устройства для измерения нестационарных нагрузок, давления, углов тангажа и крена, создать математические модели измерительных устройств, методы определения систематических погрешностей и методы их исключения из результатов измерений, а также изучить следующие систематические погрешности:

1. Влияние температуры на показания тензометрических весов и маятниковых акселерометров.
2. Влияние массы модели и метрических частей компонент тензометрических весов на их показания.
3. Влияние поперечных ускорений на показания одноосевых маятниковых компенсационных акселерометров.
4. Влияние вибраций тензометрических весов и маятниковых компенсационных акселерометров на их показания.
5. Влияние резонатора Гельмгольца, образованного полостью и приемным отверстием приемника воздушного давления, на показания датчика, расположенного в полости.
6. Влияние влажности потока в аэродинамической трубе на его параметры.

Соответствие диссертации паспорту научной специальности

Содержание диссертации соответствует паспорту научной специальности 2.5.12. Аэродинамика и процессы теплообмена летательных аппаратов, в частности, следующим направлениям исследований:

«Теоретические, расчетные и экспериментальные исследования обтекания летательных аппаратов, объектов авиационной и ракетно-космической техники и их частей установившимися и неуставившимися потоками газовых сред» — 1;

«Разработка средств и методов экспериментальных исследований, аэродинамических и тепловых исследований (методики, установки, летный эксперимент)» — 10;

«Экспериментальные и теоретические исследования силового, теплового и физико-химического взаимодействия газообразных сред с поверхностями элементов конструкции из различных конструкционных материалов» — 11.

Научная новизна исследования

Разработан метод, который позволяет измерять с высокой точностью вектор нестационарной аэродинамической силы и вектор нестационарного аэродинамического момента с помощью тензометрических весов, нестационарные углы тангажа и крена с помощью маятниковых акселерометров, нестационарное давление при наличии полости между датчиком и приемным отверстием приемника воздушного давления в аэродинамических трубах. Метод обеспечивает изме-

рения в широком диапазоне частот, включая собственную частоту измерительных устройств. Задача решена для общего случая, когда система координат тензометрических весов и акселерометра является неинерциальной.

Разработана трехкомпонентная математическая модель одноосевого маятникового акселерометра как средства для измерения углов тангажа и крена, которая учитывает влияние ускорения, приложенного перпендикулярно к его оси чувствительности.

Впервые получено влияние влажности потока на скорость потока, скоростной напор, числа Маха и Рейнольдса в дозвуковых и трансзвуковых аэродинамических трубах при условии, что отсутствует конденсация влаги в потоке.

Теоретическая значимость работы

Теоретическая значимость работы заключается в постановке и аналитическом решении трех смешанных задач теоретической механики:

1. Определение векторов нестационарной аэродинамической силы и нестационарного аэродинамического момента, действующих на модель летательного аппарата в аэродинамической трубе, с использованием показаний шестикомпонентных тензометрических весов.

2. Определение нестационарных углов тангажа и крена модели летательного аппарата в аэродинамической трубе с использованием показаний маятниковых компенсационных акселерометров.

3. Определение нестационарного давления в аэродинамической трубе приемниками воздушного давления, у которых имеется полость между приемным отверстием и датчиком, расположенным внутри приемника.

Практическая значимость работы

Разработанная методика обработки результатов испытаний на тензометрических весах позволила существенно повысить точность результатов испытаний за счет выявления систематических погрешностей и исключения их из результатов испытаний. Разработанная методика свела случайные погрешности определения квазистатических коэффициента сопротивления и угла атаки до уровня требований производителей транспортных самолетов: $\Delta c_{x_a} \approx \pm 0,00005 - 0,0001$ и $\Delta \alpha \approx \pm 0,005 - 0,01^\circ$. Такой уровень случайных погрешностей позволяет сокращать программы экспериментальных исследований моделей летательных аппаратов в аэродинамических трубах за счёт уменьшения количества повторных испытаний.

Разработанная методика измерения нестационарных аэродинамических характеристик может быть использована для обработки результатов испытаний моделей летательных аппаратов и их элементов в аэродинамических трубах кратковременного, периодического и непрерывного действия с применением тензометрических весов и маятниковых компенсационных акселерометров.

Методология и методы исследования

Разработка методики основывается на подходе профессора Н. Е. Жуковского: создание измерительного устройства — построение математической модели измерений — верификация математической модели измерений — измерение физических явлений с помощью разработанного устройства (экспериментальная проверка).

Созданы и запатентованы четыре измерительных устройства для определения нестационарных аэродинамических характеристик моделей летательных аппаратов в аэродинамических трубах. Разработаны методы измерений квазистатических и нестационарных аэродинамических характеристик моделей летательных аппаратов в аэродинамических трубах с помощью существующих и созданных устройств. Методы базируются на решении трех смешанных задач теоретической механики, Разработанные методы верифицированы опытами с приложением ступенчатого или импульсного воздействия и проверены в трансзвуковой аэродинамической трубе и трубе Людвига.

Положения, выносимые на защиту

На защиту выносятся методы определения нестационарных аэродинамических характеристик моделей летательных аппаратов с помощью тензометрических весов в аэродинамических трубах с высокой точностью:

1. Методы измерения векторов нестационарной аэродинамической силы и нестационарного аэродинамического момента, нестационарных углов тангажа и крена, нестационарного давления при наличии полости между датчиком и приемным отверстием приемника воздушного давления в аэродинамических трубах.

2. Методы учета влияния температуры на показания тензометрических весов и маятниковых акселерометров.

3. Метод учета влияния влажности воздуха на скорость потока, скоростной напор, числа Маха и Рейнольдса в дозвуковых и трансзвуковых аэродинамических трубах при условии, что отсутствует конденсация влаги в потоке.

Степень достоверности результатов исследований

Разработанные методы основаны на известных соотношениях механики твердого тела, жидкости и газа. В диссертации решены смешанные задачи теоретической механики, сводящиеся к обыкновенным дифференциальным уравнениям второго порядка, свойства решений которых известны. Методы верифицированы широко распространенными опытами с приложением ступенчатого или импульсного воздействия и апробированы в трансзвуковой аэродинамической трубе и трубе Людвига.

Реализация результатов работы

Методика внедрена в программу обработки квазистатических результатов испытаний программного комплекса «Поток» в аэродинамических трубах Т-128 ЦАГИ, АУ-1 и АУ-2 АО «ГосМКБ «Радуга» имени А. Я. Березняка». Результаты работы используются на протяжении 15 лет при измерении в аэродинамической

трубе Т-128 квазистатических аэродинамических характеристик моделей летательных аппаратов Су-57, Як-130, Ту-334, Ту-324, SSJ-100, MC-21, А-380, ERJ-170, ERJ-190, Legacy-600, Legacy-450, Phenom-100, Phenom-300, ARJ-21, модели сверхзвукового самолета по проекту Европейской 6-й рамочной программы HISAC, модели спускаемого аппарата Pre-X, моделей мотогондол SaM-146 и ПД-8.

Апробация работы

Результаты исследований, приведенные в диссертационной работе, доложены и обсуждены на видеосеминаре по аэромеханике ЦАГИ — ИТПМ СО РАН — СПбПУ — НИИМ МГУ (2024 г.), на семинаре Лаборатории радиационной газовой динамики Института проблем механики им. А. Ю. Ишлинского РАН (2024 г.) и 32-х всероссийских и международных научно-технических конференциях: XXIII, XXV, XXVII, XXIX, XXXII научно-технические конференции по аэродинамике; XI, XII, XV, XVI всероссийские школы-конференции молодых ученых «Проблемы механики: теория, эксперимент и новые технологии»; III–V отраслевые конференции по измерительной технике и метрологии для исследований летательных аппаратов КИМИЛА; 57-я научная конференция МФТИ; XIII всероссийский съезд по теоретической и прикладной механике; Седьмая открытая всероссийская (XIX научно-техническая) конференция по аэроакустике; 51 школа-конференция «Актуальные проблемы механики»; Десятая юбилейная российская конференция «Вычислительный эксперимент в аэроакустике и аэродинамике»; XXI, XXII международные школы-семинары «Модели и методы аэродинамики»; 8th, 9th, 10th, 11th International Symposia on Strain-Gauge Balances; 29th, 30th Congresses of the International Council of the Aeronautical Sciences (ICAS); AIAASciTech, 2015, 2019; 2nd Joint Conference of STAI & SATA; International Conference on the Methods of Aerophysical Research (ICMAR-2016, 2018, 2020, 2024).

Структура и объем работы

Диссертация состоит из введения, пяти глав, заключения, списка литературы, включающего 190 наименований, содержит 77 рисунков и 17 таблиц. Общий объем диссертации составляет 250 страниц.

Исследования, представленные в разделах 1.3, 4.1, 4.3, 4.5, 5.1 и 5.2 диссертации, проведены при поддержке Российского научного фонда, проект № 23-19-00041.

Краткое содержание работы

Во введении выполнен обзор известных исследований по теме диссертации, представлены общие сведения о тензометрических весах и маятниковых компенсационных акселерометрах, выявлены направления исследования, обоснована актуальность темы диссертации, сформулированы цель и задачи работы, научная новизна, теоретическая и практическая значимость результатов, приведены положения, выносимые на защиту, обоснована степень достоверности работы, представлены апробация работы и список статей по теме диссертации, реализация её результатов, объем и структура диссертации.

В первой главе разработаны методы измерения с помощью тензометрических весов: метод калибровки тензометрических весов на калибровочных стендах ЦАГИ; метод учета влияния веса модели и веса компонент тензометрических весов на их показания; метод определения коэффициента температурной чувствительности тензометрических весов; метод учета влияния температуры на нулевые показания тензометрических весов, метод измерения векторов нестационарных аэродинамических силы и момента в аэродинамических трубах с помощью шестикомпонентных тензометрических весов; два метода измерения массы движущегося объекта с помощью однокомпонентного динамометра. В диссертации используются общепринятые уравнения измерения тензометрических весов в виде полинома 2-й степени (В. F. R. Ewald, В. В. Богданов и В. С. Волобуев):

$$X_i = a_i N_i + \sum_{j=1, j \neq i}^6 a_{ij} X_j + \sum_{r=1}^6 \sum_{s=r}^6 a_{rs}^i X_r X_s, \quad (1)$$

где X_i — нагрузка на i -ю компоненту весов; N_i — выходной сигнал i -й компоненты; a_i — коэффициент чувствительности i -й компоненты; a_{ij} и a_{rs}^i — коэффициенты i -й строки матрицы соответственно линейных и нелинейных взаимных влияний компонент.

В диссертации предложен новый метод калибровки тензометрических весов на калибровочных стендах ЦАГИ типа 6ГС-20, согласно которому весы закреплены в основании стенда с помощью элемента крепления модели, а нагрузки приложены к элементу крепления весов. Ось весов OY совпадает с осью стенда OY . При этом нагрузки, задаваемые стендом, действуют на элемент крепления модели. Их можно выразить следующим образом:

$$X_B = X_{ст}, Y_B = -Y_{ст}, Z_B = Z_{ст}, M_{XB} = M_{X ст}, M_{YB} = -M_{Y ст}, M_{ZB} = M_{Z ст},$$

где индексы «в» и «ст» характеризуют нагрузки в системах координат весов и стенда соответственно.

Для верификации метода выполнена калибровка шестикомпонентных внутримодельных тензометрических весов 6ЭВ-128-19 по классическому и новому методу. Для корректного сопоставления полученных результатов уравнения измерения тензометрических весов по классическому методу пересчитывались при переходе в систему координат, связанную с элементом крепления модели, с применением стандартных формул пересчета (В. Г. Микеладзе и В. М. Титов). Для оценки погрешностей нового метода использовались разности между приложенными нагрузками, измеренными динамометрами стенда, и нагрузками, вычисленными по показаниям тензометрических весов с помощью уравнений измерения, полученных классическим методом. Среднеквадратичные отклонения (СКО) разностей, отнесенные к диапазону стенда, представлены в таблице 1.

Таблица 1 — Приведенные погрешности результатов калибровки по новому методу

Компонента	X	Y	Z	M_x	M_y	M_z
СКО (%)	0,03	0,02	0,06	0,07	0,12	0,02

СКО результатов калибровки по новому методу не превышает паспортной погрешности стенда (0,1%). Таким образом, новый метод калибровки тензометрических весов можно применять на стендах типа 6ГС-20. В этом методе, в отличие от классического, отсутствует операция пересчета приложенных нагрузок при переходе в систему координат, связанную с метрической частью весов, что обеспечивает его более высокую точность. Так, например, относительная погрешность продольной силы при пересчете из нормальной системы координат в связанную с метрической частью весов составляет ~0,07% при характерной погрешности измерения угла 0,05°.

Влияние статической составляющей температуры тензометрических весов приводит к изменению их коэффициентов чувствительности a_i в уравнении (1). Поправка к коэффициентам вводится в следующем виде (B. F. R. Ewald):

$$X_i^c = X_i / (1 + k_i(t - t_k)), \quad (2)$$

где X_i^c — показания i -й компоненты весов с температурной поправкой; X_i — показания i -й компоненты весов; k_i — коэффициент температурной чувствительности; t — температура весов; t_k — температура весов при их калибровке.

Как правило, метод определения коэффициента температурной чувствительности заключается в калибровке тензометрических весов на калибровочном стенде с термокамерой, которая позволяет варьировать температуру весов. При отсутствии специализированных калибровочных стендов с термокамерой коэффициент температурной чувствительности определяется в процессе измерения веса одной и той же модели при различной температуре весов. Суммарный вес модели G_M и метрической составляющей G_x продольной компоненты весов X определяется при изменении угла тангажа θ весов:

$$X = (G_M + G_x) \sin \theta. \quad (3)$$

Используя уравнения (2) и (3), получим выражение для коэффициента температурной чувствительности:

$$k_x = 1 / (G_M^0 + G_x^0) d(G_M + G_x) / dt, \quad (4)$$

где G_M^0 — вес модели при температуре весов, равной температуре весов при калибровке t_k ; G_M — вес модели при температуре весов t ; G_x — вес метрической составляющей продольной компоненты весов при температуре весов t ; G_x^0 — вес метрической составляющей продольной компоненты при температуре весов при калибровке.

Измерение веса модели и метрической части продольной компоненты проводилось многократно между повторными испытаниями в трансзвуковой аэродинамической трубе Т-128. Температура весов в процессе испытаний изменялась, поскольку варьировалась температура потока. Значение коэффициента температурной чувствительности для компоненты X определялось по методу линейной регрессии: $k_x = 0,00039 \pm 0,00001$ 1/°С, или 0,039 %/°С и сопоставимо с данными других исследований. При расхождении значений температуры весов более чем на 3–4 °С от температуры их калибровки статическая составляющая тем-

пературной погрешности превышает погрешность тензометрических весов и её следует исключать из результатов измерений.

Влияние динамической составляющей температуры на нулевые показания тензометрических весов выявлено в следующем виде:

$$\Delta n_{0j} = f_j = a_{1j}\Delta T_1 + a_{2j}\Delta T_2 + a_{3j}\Delta T_3 + a_{0j}, \quad (5)$$

где j — номер компоненты весов ($j = 1, 2, \dots, 6$); Δn_{0j} — изменение нулевых показаний за время пуска трубы для j -й компоненты; $\Delta T_1, \Delta T_2, \Delta T_3$ — изменение показаний датчиков температуры.

Функция (5) является аппроксимацией решения уравнения теплопроводности на основе имеющихся экспериментальных данных. Зависимость изменения нулевых показаний компоненты момента рыскания M_y внутримодельных тензометрических весов от аппроксимирующей функции показана на рисунке 1. Полученная погрешность весов 0,008% (СКО) в 6,4 раза меньше погрешности калибровки 0,051%. Для остальных компонент вычислены следующие значения погрешностей: X — 0,061%; Y — 0,023%; Z — 0,014%; M_x — 0,043%; M_z — 0,022%. Величины погрешностей для всех компонент меньше значений при калибровке. В процессе экспериментальных исследований для каждого отсчета и каждой компоненты весов по формуле (5) подсчитывается текущее значение нулевых показаний, соответствующее условиям калибровки весов, когда значение коэффициента корреляции для аппроксимирующей функции f_j равно единице.

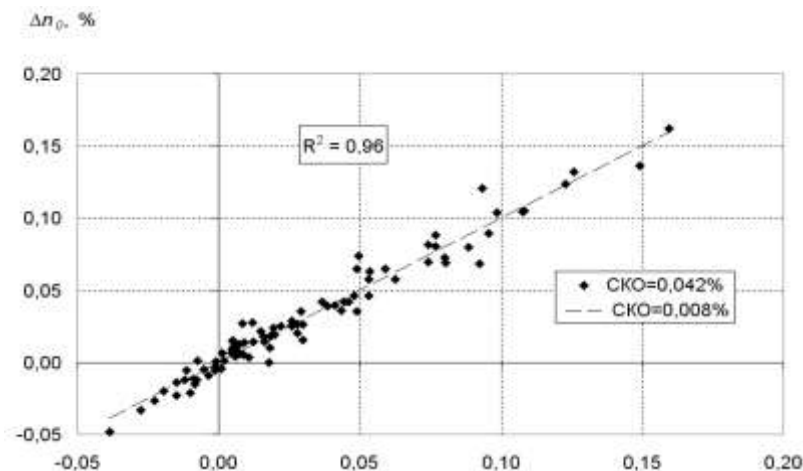


Рисунок 1 — Зависимость изменения нулевых показаний компоненты M_y тензометрических весов от аппроксимирующей функции f_5 за время пуска трубы

Когда значения коэффициента корреляции меньше единицы, что характерно, как правило, для эксперимента, текущее значение нулевых показаний определяется в виде линейной зависимости от найденной функции f_j :

$$n_{0ij} = n_{0\delta j} + \frac{n_{0nj} - n_{0\delta j}}{f_{nj} - f_{\delta j}} (f_{ij} - f_{\delta j}), \quad (6)$$

где индекс δ соответствует значениям до опыта; индекс n — значениям после опыта; n_{0ij} — текущее значение нулевых показаний компоненты j для i -го отсчета; f_{ij} — текущее значение аппроксимирующей функции для i -го отсчета и для j -й компоненты весов.

Формулы (5) и (6) дают одинаковые результаты в том случае, когда коэффициент корреляции точно равен единице. Разработанный метод учета влияния динамической составляющей температуры на нулевые показания тензометрических весов позволяет устранить систематическую погрешность, связанную с динамической составляющей температуры, и уменьшить случайные погрешности до уровня погрешностей, получаемых при калибровке весов: 0,02–0,05%. В результате можно проводить несколько испытаний за один пуск аэродинамической трубы и, следовательно, увеличивать ее производительность, а также уменьшать стоимость испытания.

Для измерения нестационарных нагрузок с помощью тензометрических весов используем физическую модель каждой компоненты в виде пружины с демпфированием (L. Bernstein). Модель нормальной компоненты изображена на рисунке 2. Чувствительный элемент весов заменяется пружиной с демпфированием. Модели продольной и поперечной компонент весов аналогичны модели нормальной компоненты. Под воздействием произвольной нормальной силы $N F^A$ метрическая часть весов смещается относительно их земли в направлении действия силы.

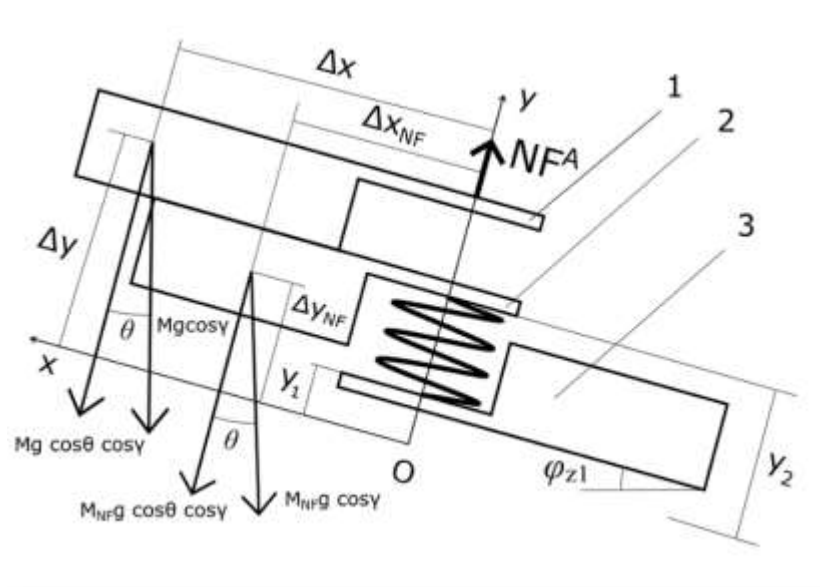


Рисунок 2 — Модель нормальной компоненты тензометрических весов.

(1 — модель ЛА или груз; 2 — элемент крепления модели;
3 — элемент крепления весов).

Измерительная система координат весов $OXYZ$ расположена относительно нормальной системы координат под углами тангажа θ и крена γ (рисунок 2). Метрическая часть весов 2 соединяется с элементом крепления весов 3 с помощью пружины. К модели ЛА 1 приложены компоненты искомой нестационарной аэродинамической силы $A F^A$, $N F^A$ и $S F^A$, направленные вдоль осей OX , OY и OZ соответственно. На нормальную, поперечную и продольную компоненты весов действуют составляющие веса модели ЛА 1 и метрической части весов 2 (рисунок 2). При вращении весов вокруг осей OX , OY и OZ возникают инерционные, вызванные тангенциальным ускорением, и центробежные силы, действующие на весы (А. Н. Жук и др.).

Уравнения для известных сил, действующих на продольную, нормальную и поперечную компоненты тензометрических весов имеют следующий окончательный вид:

$$AF^S = \ddot{\phi}_{y2}(M\Delta z + M_{AF}\Delta z_{AF}) - (\dot{\phi}_{y2}^2 + \dot{\phi}_{z2}^2)(M\Delta x + M_{AF}\Delta x_{AF}) - \ddot{\phi}_{z2}(M\Delta y + M_{AF}\Delta y_{AF}) + (M + M_{AF})g \sin \theta; \quad (7)$$

$$NF^S = \ddot{\phi}_{x2}(M\Delta z + M_{NF}\Delta z_{NF}) + (\dot{\phi}_{x2}^2 + \dot{\phi}_{z2}^2)(M\Delta y + M_{NF}\Delta y_{NF}) - \ddot{\phi}_{z2}(M\Delta x + M_{NF}\Delta x_{NF}) + M_{NF}g - (M + M_{NF})g \cos \theta \cos \gamma; \quad (8)$$

$$SF^S = -\ddot{\phi}_{x2}(M\Delta y + M_{SF}\Delta y_{SF}) + (\dot{\phi}_{x2}^2 + \dot{\phi}_{y2}^2)(M\Delta z + M_{SF}\Delta z_{SF}) + \ddot{\phi}_{y2}(M\Delta x + M_{SF}\Delta x_{SF}) + (M + M_{SF})g \cos \theta \sin \gamma; \quad (9)$$

где Δx_{AF} , Δy_{AF} , Δz_{AF} — координаты центра масс метрической составляющей продольной компоненты весов вдоль осей OX , OY и OZ соответственно; Δx_{NF} , Δy_{NF} , Δz_{NF} — координаты центра масс метрической составляющей нормальной компоненты вдоль осей OX , OY и OZ соответственно; Δx_{SF} , Δy_{SF} , Δz_{SF} — координаты центра масс метрической составляющей поперечной компоненты вдоль осей OX , OY и OZ соответственно; $\dot{\phi}_{x2}$, $\ddot{\phi}_{x2}$ — угловая скорость и угловое ускорение метрической части весов вокруг оси OX ; $\dot{\phi}_{y2}$, $\ddot{\phi}_{y2}$ — угловая скорость и угловое ускорение метрической части весов при их вращении вокруг оси OY ; $\dot{\phi}_{z2}$, $\ddot{\phi}_{z2}$ — угловая скорость и угловое ускорение метрической части весов при их вращении вокруг оси OZ ; g — ускорение свободного падения; M , M_{NF} , M_{SF} и M_{AF} — массы модели и метрических составляющих нормальной (NF), поперечной (SF) и продольной (AF) компонент весов соответственно.

В соответствии со вторым законом Ньютона и законом Гука уравнение абсолютного движения модели вместе с метрической частью весов в проекции на ось весов OY выглядит следующим образом:

$$(M + M_{NF})\ddot{y}_2 = NF^S - k_{NF}(y_2 - y_1) - \beta_{NF}(\dot{y}_2 - \dot{y}_1) + NF^A, \quad (10)$$

где $\ddot{y}_2$ — абсолютное ускорение модели вдоль оси OY ; k_{NF} — коэффициент жесткости пружины; β_{NF} — коэффициент демпфирования нормальной компоненты.

Уравнение (10) перепишем для перемещения модели относительно земли весов $y = y_2 - y_1$. Аналогично получаем выражения для поперечной и продольной компонент. Уравнения для трех компонент являются однотипными и могут быть обобщены в единый вид:

$$F_i^A = (M + M_i)\ddot{F}_i/k_i + \beta_i\dot{F}_i/k_i + F_i + (M + M_i)\ddot{x}_i^1 - F_i^S, \quad (11)$$

где $i = 1$ — продольная компонента AF ; $i = 2$ — нормальная компонента NF ; $i = 3$ — поперечная компонента SF ; F_i^A — составляющая искомой аэродинамической силы по i -й компоненте весов; $\ddot{x}_i^1$ — ускорение земли весов по направлению искомой силы с индексом i ; F_i — сила, измеренная i -й компонентой весов; $F_1^S = AF^S$ — см. выражение (7); $F_2^S = NF^S$ — (8); $F_3^S = SF^S$ — (9).

Уравнение (11) является решением смешанной задачи динамики твердого тела, в которой между величинами, определяющими положение элементов весов, имеются известные соотношения, действующие силы частично известны, а искомая сила F_i^A должна быть определена.

Математическая модель для измерения вектора нестационарного момента разработана с использованием хорошо известной из теоретической механики аналогии (Л. Г. Лойцянский, А. И. Лурье) между поступательным и вращательным движениями твердого тела. Уравнения для искомых нестационарных силы (11) и момента являются однотипными и могут быть представлены в общем виде:

$$L_i^A = L_i + a_i \dot{L}_i + b_i \ddot{L}_i + c_i - L_i^S. \quad (12)$$

Коэффициенты уравнения (12) приведены в таблице 2.

Таблица 2 — Коэффициенты искомых нестационарных силы и момента

i	L_i	a_i	b_i	c_i	L_i^S , выражение
1	Продольная сила (AF)	β_{AF}/k_{AF}	$(M + M_{AF})/k_{AF}$	$(M + M_{AF})\ddot{x}^1$	AF^S (7)
2	Нормальная сила (NF)	β_{NF}/k_{NF}	$(M + M_{NF})/k_{NF}$	$(M + M_{NF})\ddot{y}^1$	NF^S (8)
3	Поперечная сила (SF)	β_{SF}/k_{SF}	$(M + M_{SF})/k_{SF}$	$(M + M_{SF})\ddot{z}^1$	SF^S (9)
4	Момент крена (RM)	β_{RM}/k_{RM}	$(J_x^m + J_x^{RM})/k_{RM}$	$(J_x^m + J_x^{RM})\ddot{\phi}_x^1$	RM^S (13)
5	Момент рыскания (YM)	β_{YM}/k_{YM}	$(J_y^m + J_y^{YM})/k_{YM}$	$(J_y^m + J_y^{YM})\ddot{\phi}_y^1$	YM^S (14)
6	Момент тангажа (PM)	β_{PM}/k_{PM}	$(J_z^m + J_z^{PM})/k_{PM}$	$(J_z^m + J_z^{PM})\ddot{\phi}_z^1$	PM^S (15)

Выражения для известных моментов, действующих на компоненты момента крена, рыскания и тангажа тензометрических весов, примут следующий окончательный вид:

$$\begin{aligned}
 RM^S = & (g \cos \theta_2 \sin \gamma_2 - \ddot{z}_1)(RM_G \cos \varphi_{x0} + M \Delta y) + \\
 & (\ddot{y}_1 + g \cos \theta_2 \cos \gamma_2)(RM_G \sin \varphi_{x0} + M \Delta z) - RM_G g \sin \varphi_{x0} - \\
 & - M(\ddot{\phi}_{y2} \Delta x \Delta y + (\dot{\phi}_{y2}^2 - \dot{\phi}_{z2}^2) \Delta y \Delta z + \ddot{\phi}_{z2} \Delta x \Delta z) - \\
 & - RM_G(\ddot{\phi}_{y2} \Delta x_{RM} \cos \varphi_{x0} + (\dot{\phi}_{y2}^2 - \dot{\phi}_{z2}^2) R_{RM} \sin \varphi_{x0} \cos \varphi_{x0} + \ddot{\phi}_{z2} \Delta x_{RM} \sin \varphi_{x0}).
 \end{aligned} \quad (13)$$

$$\begin{aligned}
YM^S = & -(\ddot{x}_1 + g \sin \theta_2)(M \Delta z + YM_G \sin \varphi_{y0}) + \\
& + (\ddot{z}_1 - g \cos \theta_2 \sin \gamma_2)(M \Delta x + YM_G \cos \varphi_{y0}) - \\
& - M(\ddot{\varphi}_{x2} \Delta x \Delta y + (\dot{\varphi}_{z2}^2 - \dot{\varphi}_{x2}^2) \Delta x \Delta z + \ddot{\varphi}_{z2} \Delta y \Delta z) -
\end{aligned} \tag{14}$$

$$\begin{aligned}
& - YM_G(\ddot{\varphi}_{x2} \Delta y_{YM} \cos \varphi_{y0} + (\dot{\varphi}_{z2}^2 - \dot{\varphi}_{x2}^2) R_{YM} \sin \varphi_{y0} \cos \varphi_{y0} + \ddot{\varphi}_{z2} \Delta y_{YM} \sin \varphi_{y0}), \\
PM^S = & (\ddot{x}_1 + g \sin \theta_2)(M \Delta y + PM_G \sin \varphi_{z0}) - \\
& - (\ddot{y}_1 + g \cos \theta_2 \cos \gamma_2)(M \Delta x + PM_G \cos \varphi_{z0}) + \\
& + PM_G g \cos \varphi_{z0} - M(\ddot{\varphi}_{x2} \Delta x \Delta z + (\dot{\varphi}_{x2}^2 - \dot{\varphi}_{y2}^2) \Delta x \Delta y + \ddot{\varphi}_{y2} \Delta y \Delta z) - \\
& - PM_G(\ddot{\varphi}_{x2} \Delta z_{PM} \cos \varphi_{z0} + (\dot{\varphi}_{x2}^2 - \dot{\varphi}_{y2}^2) R_{PM} \sin \varphi_{z0} \cos \varphi_{z0} + \ddot{\varphi}_{y2} \Delta z_{PM} \sin \varphi_{z0});
\end{aligned} \tag{15}$$

где RM_G — произведение массы метрической составляющей момента крена весов M_{RM} на расстояние от оси OX до её центра масс R_{RM} ; φ_{x0} — угол между осью OY и отрезком, соединяющим точку приложения веса метрической составляющей момента крена весов с осью OX ; Δx_{RM} — координата по оси OX центра масс метрической составляющей момента крена весов; φ_{y2} — угол поворота метрической части весов вокруг оси OY относительно первоначального положения; φ_{z2} — угол поворота метрической части весов вокруг оси OZ относительно первоначального положения; PM_G — произведение массы метрической составляющей момента тангажа весов M_{PM} на расстояние от оси OZ до точки её приложения R_{PM} ; φ_{z0} — угол между осью OX и отрезком, соединяющим центр масс метрической составляющей момента тангажа весов с началом системы координат весов; Δz_{PM} — координата по оси OZ центра масс метрической составляющей момента тангажа весов; YM_G — произведение массы метрической составляющей момента рыскания весов M_{YM} на расстояние от оси OY до её центра масс R_{YM} ; φ_{y0} — угол между осью OX и отрезком, соединяющим центр масс метрической составляющей момента рыскания весов с началом системы координат весов; Δy_{YM} — координата по оси OY центра масс метрической составляющей момента рыскания весов; $\ddot{\varphi}_{x1}, \ddot{\varphi}_{y1}, \ddot{\varphi}_{z1}$ — угловые ускорения земли весов при их вращении вокруг осей OX, OY и OZ соответственно.

Ускорения земли весов измеряются с помощью трехосевого акселерометра, установленного на земле весов. Угловые скорости и угловые ускорения можно измерить, например, с помощью трех пар одноосевых акселерометров, устанавливаемых на весах в плоскостях OXY, OXZ и OYZ на некотором расстоянии друг от друга. Коэффициенты жесткости k_{AF}, k_{NF}, k_{SF} и демпфирования $\beta_{AF}, \beta_{NF}, \beta_{SF}$ продольной, нормальной и поперечной компонент весов, моменты инерции $J_x = J_x^m + J_x^{RM}, J_y = J_y^m + J_y^{YM}, J_z = J_z^m + J_z^{PM}$ и коэффициенты демпфирования $\beta_{RM}, \beta_{PM}, \beta_{YM}$ определяются с помощью двух классических методов (см., например, Л. Г. Лойцянский): задания установившихся гармонических или свободных затухающих колебаний весов. Параметры метрических частей весов $\Delta x_{AF}, \Delta y_{AF}, \Delta z_{AF},$

$\Delta x_{NF}, \Delta y_{NF}, \Delta z_{NF}, \Delta x_{SF}, \Delta y_{SF}, \Delta z_{SF}, R_{RM}, \Delta x_{RM}, R_{YM}, R_{PM}, \Delta y_{YM}, \Delta z_{PM}$ получаются при равномерном вращении весов поочередно вокруг осей OX, OY и OZ (тангенциальные силы при таком движении отсутствуют), а параметры $M, M_{AF}, M_{NF}, M_{SF}, \Delta x, \Delta y, \Delta z, RM_G, YM_G, PM_G, \varphi_{x0}, \varphi_{y0},$ и φ_{z0} — при изменении углов тангажа и/или крена в статических условиях.

Уравнения (12) при отсутствии динамики примут следующий вид:

$$\begin{aligned} X^0 &= (G_M + G_x) \sin \theta; \\ Y^0 &= G_y - (G_M + G_y) \cos \theta \cos \gamma; \\ Z^0 &= (G_M + G_z) \cos \theta \sin \gamma; \\ M_x^0 &= G_M \cos \theta (\Delta y \sin \gamma + \Delta z \cos \gamma) + M_{xG} [\cos \theta \sin (\gamma + \gamma_0) - \sin \gamma_0]; \\ M_y^0 &= -G_M (\Delta x \cos \theta \sin \gamma + \Delta z \sin \theta) - M_{yG} (\cos \theta \sin \gamma \cos \psi_0 + \sin \theta \sin \psi_0); \\ M_z^0 &= G_M (-\Delta x \cos \theta \cos \gamma + \Delta y \sin \theta) + M_{zG} [\cos \theta_0 (1 - \cos \theta \cos \gamma) + \sin \theta \sin \theta_0]. \end{aligned} \quad (16)$$

Весовые параметры компонент тензометрических весов определяются из решения уравнений (16) при изменении углов тангажа θ и крена γ изолированных тензометрических весов ($G_M = 0$). Для вычисления девяти искомых величин $G_x, G_y, G_z, M_{xG}, M_{yG}, M_{zG}, \theta_0, \psi_0, \gamma_0$ достаточно двух показаний весов для уравнений силы и трех — для уравнений момента, причем одно из показаний должно быть получено при условиях, соответствующих калибровке весов: $\theta = 0$ и $\gamma = 0$.

В качестве примера в таблице 3 приведены результаты решения уравнений (16) для внутримодельных весов с использованием показаний, измеренных при 56 значениях угла тангажа (доверительный интервал принят равным 95%).

Таблица 3 — Весовые параметры компонент тензометрических весов

Параметр (единицы измерения)	Значение	Погрешность (отнесенная к половине диапазона весов)
G_x (Н)	169,7	$\pm 1,1$ (0,036%)
G_y (Н)	174,9	$\pm 1,4$ (0,005%)
G_z (Н)	171,9	$\pm 0,8$ (0,017%)
M_{xG} (Н·м)	0,09	$\pm 0,1$ (0,008%)
M_{yG} (Н·м)	43,2	$\pm 0,3$ (0,014%)
M_{zG} (Н·м)	40,2	$\pm 0,3$ (0,005%)
θ_0 (гр.)	-0,96	$\pm 0,72$
ψ_0 (гр.)	0,19	$\pm 0,42$
γ_0 (гр.)	100,80	$\pm 45,36$

Система уравнений (16) переопределена относительно веса модели и координат его приложения. Для определения параметров модели $G_M, \Delta x, \Delta y, \Delta z$ выбраны те уравнения, из решения которых искомые параметры вычислены с наимень-

шей погрешностью. Как и в случае определения веса динамометра, измерения проведены при нескольких значениях углов тангажа θ и (или) крена γ весов, а значения искомых величин выявлены методом линейной регрессии. Процесс определения этих параметров является итерационным в силу нелинейности уравнений измерения весов (1). В качестве нулевого приближения можно использовать нулевые значения параметров. Процесс сходится очень быстро: достаточно нескольких итераций для достижения требуемой точности.

В таблице 4 приведены результаты определения весовых параметров модели при изменении угла тангажа (20 отсчетов, каждый из которых состоит из 30 показаний весов).

Таблица 4 — Вес модели и координаты его приложения

Параметр модели	Значение	Погрешность	Уравнение системы (16)
G_M (Н)	2622,8	$\pm 0,6$	X^0
Δx (м)	0,0337	$\pm 0,0005$	M_z^0
Δy (м)	-0,02109	$\pm 0,00008$	M_z^0
Δz (м)	0,00036	$\pm 0,00004$	M_y^0

В процессе испытаний нулевые показания весов регистрируются, когда модель установлена на весах и, следовательно, вес модели воздействует на динамометр. Кроме того, в аэродинамической трубе невозможно точно установить нулевые значения углов тангажа и крена весов. Как правило, уравнения измерения (1) многокомпонентных тензометрических весов являются нелинейными. Для учета этих трех обстоятельств рассчитываются нулевые значения весов, соответствующие условиям их калибровки (отсутствие нагрузок на весы, $\theta = 0$, $\gamma = 0$):

$$\begin{aligned}
 n'_{0x} &= n_{0x} - f_x(X^0, Y^0, Z^0, M_x^0, M_y^0, M_z^0); \\
 n'_{0y} &= n_{0y} - f_y(X^0, Y^0, Z^0, M_x^0, M_y^0, M_z^0); \\
 n'_{0z} &= n_{0z} - f_z(X^0, Y^0, Z^0, M_x^0, M_y^0, M_z^0); \\
 n'_{0M_x} &= n_{0M_x} - f_{M_x}(X^0, Y^0, Z^0, M_x^0, M_y^0, M_z^0); \\
 n'_{0M_y} &= n_{0M_y} - f_{M_y}(X^0, Y^0, Z^0, M_x^0, M_y^0, M_z^0); \\
 n'_{0M_z} &= n_{0M_z} - f_{M_z}(X^0, Y^0, Z^0, M_x^0, M_y^0, M_z^0),
 \end{aligned} \tag{17}$$

где n'_0 — нулевые показания компонент весов, соответствующие условиям их калибровки; n_0 — нулевые показания компонент весов, измеренные в испытаниях; f — обращенная система уравнений (1) (зависимости электрических сигналов от приложенной нагрузки); $X^0, Y^0, Z^0, M_x^0, M_y^0, M_z^0$ — функции, приведенные в системе уравнений (16).

Суть метода эквивалентна процессу демонтажа модели с весов и установке весов в положение, соответствующее их положению на калибровочном стенде, для измерения нулевых показаний.

Разработанный метод измерения нестационарных нагрузок применим к задаче об измерении массы грузов в движении (М. В. Сенянский, С. И. Гавриленков). Уравнение (12) для продольной силы в этой задаче имеет следующий вид:

$$M = (F + \beta/k\dot{F} + m/k\ddot{F}) / (g - \ddot{F}/k), \quad (18)$$

где M — искомая масса движущегося объекта; m — масса метрической части динамометра и платформы; k — коэффициент жесткости динамометра; F — показания динамометра; $\dot{F}$ и $\ddot{F}$ — первая и вторая производные по времени показаний динамометра; β — коэффициент демпфирования динамометра; g — ускорение свободного падения в месте измерения.

Второй метод измерения массы основан на гармонических колебаниях, образующихся при движении груза по платформе. Резонансная круговая частота ω_0 колебаний динамометра с платформой выражается через коэффициент его жесткости k и суммарную массу платформы и метрической части динамометра известным соотношением (см., например, Л. Г. Лойцянский, А. И. Лурье):

$$\omega_0^2 = k/m. \quad (19)$$

Собственная круговая частота весов связана с резонансной частотой следующим выражением (см., например, Л. Г. Лойцянский, А. И. Лурье):

$$\omega_0^2 = \omega^2 + (\beta/2m)^2. \quad (20)$$

Выпишем аналогичные соотношения для груза массой M , установленного на платформе:

$$\omega_{0L}^2 = k/(m + M); \quad (21)$$

$$\omega_{0L}^2 = \omega_L^2 + \left(\frac{\beta}{2(m + M)} \right)^2, \quad (22)$$

где ω_L — собственная частота колебаний динамометра с платформой и грузом; ω_{0L} — собственная частота колебаний динамометра с платформой и грузом в отсутствии демпфирования.

Из решения системы уравнений (19)–(22) получаем выражение для определения искомой массы груза:

$$M = m \left[\frac{1}{2} \left(\frac{\omega}{\omega_L} \right)^2 \left(1 + \left(\frac{\beta}{2m\omega} \right)^2 \right) \left(1 + \sqrt{1 - \frac{\beta^2 \omega_L^2}{m^2 \omega^4 \left(1 + \left(\frac{\beta}{2m\omega} \right)^2 \right)^2}} \right) - 1 \right] \quad (23)$$

Массу метрической части динамометра с платформой m определяем при изменении угла тангажа (первое уравнение в системе (16)). Коэффициенты демпфирования β и жесткости k динамометра получаем одним из двух методов: задания установившихся гармонических или свободных затухающих колебаний весов.

Разработан универсальный метод, который позволяет измерять три компоненты искомой нестационарной силы и три компоненты искомого нестационарного момента с помощью тензометрических весов во всем их рабочем диапазоне частот, который включает собственную частоту весов. Задача измерения искомых нестационарных силы и момента решена для общего случая, когда система координат тензометрических весов является неинерциальной. В этом случае учитываются появляющиеся центробежные и тангенциальные силы, а также вес метрических составляющих компонент силы и момента весов, координаты центров масс и моменты инерции компонент. Искомая произвольная нагрузка может быть определена в любой произвольный момент времени (12), требуются лишь результаты измерений в небольшом интервале времени для вычисления первой и второй производных нагрузки, измеренной весами.

В разработанном универсальном методе с помощью тензометрических весов решаются еще две задачи механики: измерение веса тела, положения его центра масс и моментов инерции относительно трех взаимно перпендикулярных осей и измерение веса движущегося груза. Получено точное решение задачи измерения веса компонент шестикомпонентных тензометрических весов, а также веса модели и координат его приложения относительно начала координат измерительной системы весов. Предложен метод учета веса динамометра и модели в процессе проведения испытаний на тензометрических весах в аэродинамических трубах.

Во второй главе разработаны трёхкомпонентная математическая модель одноосевого маятникового акселерометра для измерения углов тангажа и крена и метод измерения нестационарных углов тангажа и крена моделей летательных аппаратов в аэродинамических трубах с помощью компенсационных маятниковых акселерометров при наличии вибраций.

В связи с конструктивными и технологическими особенностями акселерометра ось его чувствительности не перпендикулярна базовой плоскости корпуса. Это приводит к влиянию ускорения, вектор которого лежит в плоскости, параллельной базовой, на показания акселерометра.

Разложение вектора ускорения свободного падения на оси связанной с акселерометром системы координат можно представить в следующем виде (В. Г. Микеладзе, В. М. Титов):

$$\begin{cases} g_x = -g \sin \theta \\ g_y = -g \cos \theta \cos \gamma \\ g_z = g \cos \theta \sin \gamma. \end{cases} \quad (23)$$

При построении математической модели будем рассматривать акселерометр как прибор, измеряющий составляющую ускорения свободного падения на ось чувствительности и обладающий чувствительностью к ускорениям, приложенным перпендикулярно к этой оси. Предположим, что в силу особенностей конструкции датчика коэффициенты преобразования по осям OX , OY , OZ будут отличаться. Тогда выходной сигнал акселерометра можно представить в виде:

$$u = u_0 - K_x \cdot \sin \theta - K_y \cdot \cos \theta \cos \gamma + K_z \cdot \cos \theta \sin \gamma, \quad (24)$$

где K_x, K_y, K_z — коэффициенты чувствительности датчика по трем осям, u_0 — показание акселерометра при нулевых значениях углов тангажа и крена.

При $K_y = K_z = 0$ математическая модель (24) сводится к однокомпонентной:

$$u = u_0 - K_x \cdot \sin \theta; \quad \theta = \arcsin(a/g). \quad (25)$$

Можно оценить влияние двух последних членов (влияние поперечного ускорения) в уравнении (24) на значение выходного сигнала акселерометра. Коэффициенты поперечной чувствительности K_y, K_z обычно не превышают 1% от значения K_x . Если предположить, что $K_y = K_z = 0,01K_x$, уравнение (24) сведется к следующему:

$$u = u_0 - K_x \cdot (\sin \theta + 0,01 \cos \theta (\cos \gamma - \sin \gamma)).$$

Из данного уравнения следует, что при малых углах тангажа последний член в скобках вносит заметный вклад в значение выходного сигнала. Этот член является систематической погрешностью однокомпонентной математической модели (25).

Коэффициенты K_x, K_y, K_z и u_0 уравнения (24) определяются при нескольких комбинациях углов крена и тангажа. Окончательный вид уравнение (24) измерения акселерометра будет следующим:

$$u = \frac{u_{\theta=\pi/2}^{\gamma=0} + u_{\theta=-\pi/2}^{\gamma=0}}{2} - \frac{u_{\theta=-\pi/2}^{\gamma=0} - u_{\theta=\pi/2}^{\gamma=0}}{2} \cdot \sin \theta - (u_0 - u_{\theta=0}^{\gamma=0}) \cos \theta \cos \gamma + \frac{u_{\theta=0}^{\gamma=\pi/2} - u_{\theta=0}^{\gamma=-\pi/2}}{2} \cos \theta \sin \gamma. \quad (26)$$

Математическую модель погрешности угла тангажа можно определить из уравнения (26) через погрешности угла крена и выходного сигнала акселерометра (А. А. Амосов и др.):

$$\sigma_{\theta}^2 = \frac{1}{(F'_{\theta})^2} \left[\sigma_u^2 (2 + \cos^2 \theta \cos^2 \gamma) + \sigma_{\gamma}^2 \cos^2 \theta (K_y \sin \gamma + K_z \cos \gamma)^2 \right], \quad (27)$$

где $F'_{\theta} = K_x \cos \theta - K_y \sin \theta \cos \gamma + K_z \sin \theta \sin \gamma$.

На рисунке 3 представлены требования к допустимым погрешностям, а также сравнение математической модели (27) и результатов калибровки акселерометра в зависимости от угла крена для трех значений угла тангажа в диапазоне $\gamma = \pm 90^\circ$.

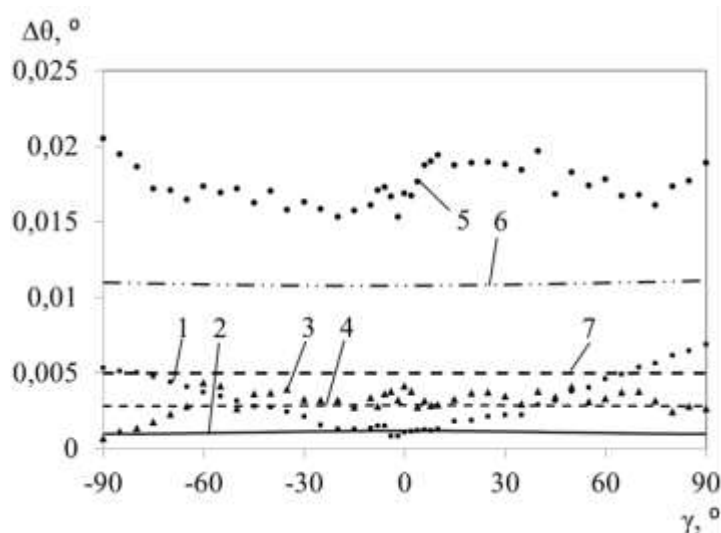


Рисунок 3 — Зависимость погрешности угла тангажа акселерометра от угла крена
 (1, 3, 5 — погрешности калибровки акселерометра при $\theta = 0^\circ; 70^\circ; 80^\circ$;
 2, 4, 6 — погрешности математической модели (27) при $\theta = 0^\circ; 70^\circ; 80^\circ$;
 7 — уровень требований аэродинамического эксперимента
 к погрешности измерения углов).

Угол тангажа измерялся с помощью оптического квадранта КО-10 с погрешностью 10 угловых секунд, а угол крена — оптической делительной головки ОДГ-5 с погрешностью 5 угловых секунд. Погрешность калибровки акселерометра определялась как модуль разности показаний оптических средств измерения и расчета по уравнению измерения (26). Сравнение выполнено для акселерометра с коэффициентами $K_x = 2,775$ В, $K_y = 0,0042$ В, $K_z = 0,020$ В и $u_0 = 0,0028$ В. Выходной сигнал акселерометра измерялся вольтметром В7-27. Погрешность его измерения составила $\sigma_u = 0,000033$ В. Кривые 1, 3 и 5 соответствуют результатам калибровки при $\theta = 0^\circ; 70^\circ; 80^\circ$. Погрешности, рассчитанные на основе математической модели (27), показаны на рисунке линиями 2, 4 и 6 для углов тангажа $\theta = 0^\circ; 70^\circ; 80^\circ$ соответственно. Значения допустимой погрешности угла тангажа в аэродинамическом эксперименте составляют $\Delta\theta = 0,005^\circ$ (линия 7).

Для определения влияния температуры на показания акселерометра датчик нагревался в термостате при четырех комбинациях углов крена и тангажа. Показания акселерометра А-18Т в зависимости от температуры приведены на рисунке 4 для нескольких его угловых положений.

В пределах погрешностей проведенного эксперимента температура акселерометра влияет на выходной сигнал только при изменении угла тангажа, т. е. только на коэффициенты u_0 и K_x . Уравнение измерения (24) с поправками на влияние температуры выразится в окончательном виде:

$$u = u_0 [1 + a(t - t_k)] - K_x \cdot \sin \theta [1 + b(t - t_k)] - K_y \cos \theta \cdot \cos \gamma + K_z \cdot \cos \theta \cdot \sin \gamma, \quad (28)$$

где a, b — коэффициенты температурного влияния; t, t_k — текущая температура акселерометра и температура калибровки.

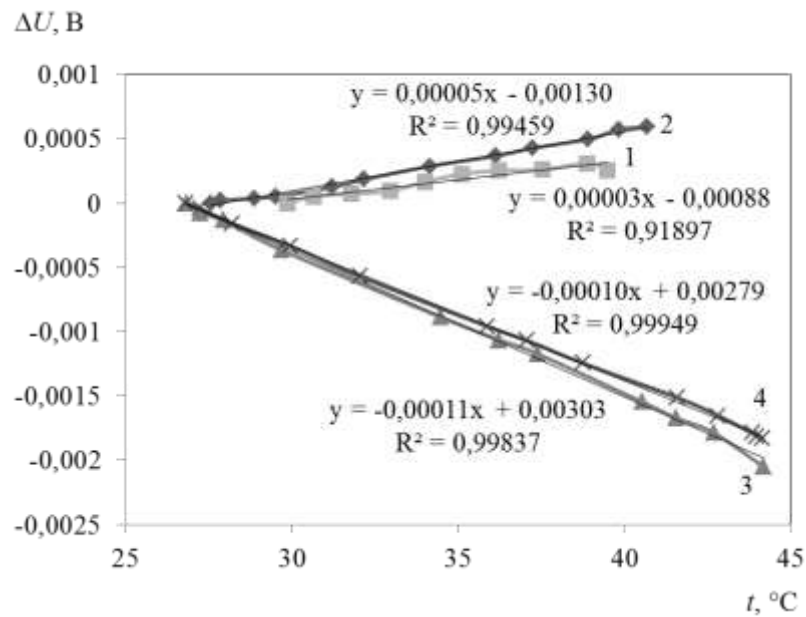


Рисунок 4 — Влияние температуры на показания акселерометра при его различных угловых положениях: $\theta \approx 0, \gamma \approx 0$ (кривая 1); $\theta \approx 0, \gamma \approx 45^\circ$ (кривая 2); $\theta \approx 45^\circ, \gamma \approx 0$ (кривая 3); $\theta \approx 45^\circ, \gamma \approx 45^\circ$ (кривая 4).

Коэффициенты a и b можно определить, взяв производную уравнения (28) по температуре t . Для двух углов тангажа θ_1 и θ_2 при постоянном угле крена находим искомые коэффициенты:

$$a = \left(\frac{\frac{du_2}{dt} \cdot \sin(\theta_1) - \frac{du_1}{dt} \cdot \sin(\theta_2)}{\sin(\theta_1) - \sin(\theta_2)} \right) / u_0$$

$$b = \left(\frac{du_2}{dt} - \frac{du_1}{dt} \right) / (K_x \cdot [\sin(\theta_1) - \sin(\theta_2)]).$$

Получены следующие значения коэффициентов акселерометра с приведенными выше параметрами: $a = 0,0134/^\circ\text{C}$, $b = 0,00007/^\circ\text{C}$. Эти значения соответствуют влиянию температуры на основной коэффициент преобразования данного датчика приблизительно $0,007 \text{ } \%/^\circ\text{C}$, а на смещение нуля — $0,0008/^\circ\text{C}$.

Акселерометр обеспечивает выполнение требований к допустимым погрешностям измерения угла тангажа в аэродинамическом эксперименте в диапазоне $\pm 70^\circ$. Разработанную трехкомпонентную математическую модель можно использовать в системе, состоящей из нескольких акселерометров, для одновременного измерения углов тангажа и крена.

Для создания динамической модели акселерометра будем применять упрощенную однокомпонентную математическую модель (25), поскольку, как показано выше, поперечная чувствительность акселерометра не превышает 1% от основной. Оси нормальной системы координат, которая является инерциальной, обозначим $OX_g Y_g$ (рисунок 5), ось чувствительности акселерометра — OX . Маятник заменим грузом 1 массой M , а его подвес — пружиной 2 с коэффициентом жесткости k_x (А. Lawrence, A. Link, et al). В качестве коэффициента демпфирования

ния модели акселерометра β принят суммарный коэффициент демпфирования подвеса и демпфирования блока электроники обратной связи 3. Массой пружины будем пренебрегать в силу ее малости, по сравнению с массой маятника. Ось чувствительности акселерометра OX расположена относительно нормальной системы координат под углом тангажа θ . На пружину действует составляющая веса маятника $Mg\sin\theta$. Перемещение корпуса акселерометра вдоль оси OX относительно нормальной системы координат обозначим x_1 , а перемещение маятника — x_2 . Перемещение корпуса акселерометра вызвано внешней силой (ускорением), действующей на модель ЛА, в которой установлен акселерометр. В этом случае система координат, связанная с корпусом акселерометра, является неинерциальной.

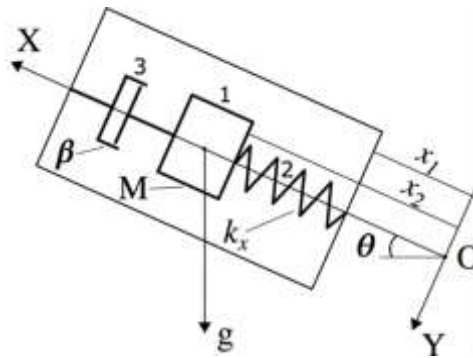


Рисунок 5 — Схема одноосевого маятникового акселерометра для создания математической модели (1 — маятник; 2 — подвес; 3 — демпфер).

В соответствии со вторым законом Ньютона и законом Гука выписываем уравнение абсолютного движения маятника в проекции на ось OX . Окончательное выражение для искомого угла при наличии известного ускорения корпуса акселерометра и сигнала датчика выглядит следующим образом:

$$\sin \theta = \ddot{U} / (K \omega_0^2) + \beta / (M \cdot K \omega_0^2) \cdot \dot{U} + (U - U_0) / K - \ddot{x}_1 / g, \quad (29)$$

где $\ddot{x}_1$ — абсолютное ускорение корпуса маятника вдоль оси OX ; U — сигнал акселерометра; U_0 — показание акселерометра при нулевых значениях углов тангажа и крена; $\omega_0^2 = k_x / M$; K — коэффициент преобразования в уравнении (25).

Первые два члена в уравнении (29) являются динамическими характеристиками акселерометра. Третий член — статическая характеристика акселерометра. При отсутствии динамики $\ddot{U} = 0, \dot{U} = 0, \ddot{x}_1 = 0$ формула (29) сводится к статическому уравнению (25). Последний член в (29) представляет собой ускорение (вибрацию) корпуса акселерометра вдоль его оси чувствительности, которое необходимо измерить для определения мгновенного значения угла. Для этого потребуется установить дополнительный акселерометр, который не измеряет постоянную составляющую ускорения и собственная частота которого существенно превышает верхний уровень частот вибраций $\ddot{x}_1$. Резонансную круговую частоту колебаний маятника акселерометра ω_0 и отношение коэффициента демпфирования к массе маятника β / M можно получить двумя методами: задания свободных затухающих или установившихся гармонических колебаний маятника.

Разработан новый универсальный метод измерения нестационарных углов тангажа и крена моделей летательных аппаратов в аэродинамических трубах с помощью маятникового акселерометра. Задача решена для общего случая, когда акселерометр находится в неинерциальной системе координат, т. е. к его корпусу приложено переменное ускорение вдоль его оси чувствительности. Метод позволяет определять углы в широком диапазоне частот вибраций, включая и собственную частоту колебаний акселерометра. Искомые углы тангажа или крена могут быть определены в любой произвольный момент времени с использованием выражения (29), требуются лишь результаты измерений в небольшом интервале времени для вычисления первой и второй производных показаний акселерометра.

В третьей главе разработаны метод учета влияния влажности воздуха на скорость потока, скоростной напор, числа Маха и Рейнольдса в дозвуковых и трансзвуковых аэродинамических трубах при условии отсутствия конденсации влаги в потоке и метод измерения нестационарного давления приемником воздушного давления при наличии полости между датчиком и приемным отверстием.

Отношение числа Маха во влажном воздухе $M_{см}$ к числу Маха в сухом воздухе M_B получено в следующем виде:

$$\frac{M_{см}}{M_B} = \frac{1}{M_B} \sqrt{\frac{2}{\gamma_{см} - 1} \left\{ \left(1 + \frac{\gamma_B - 1}{2} M_B^2 \right)^{\frac{\gamma_B}{\gamma_B - 1} \frac{\gamma_{см}}{\gamma_{см} - 1}} - 1 \right\}}. \quad (30)$$

Результаты расчета по формуле (30) представлены на рисунке 6 в виде зависимости разности чисел Маха влажного и сухого воздуха от массовой доли пара.

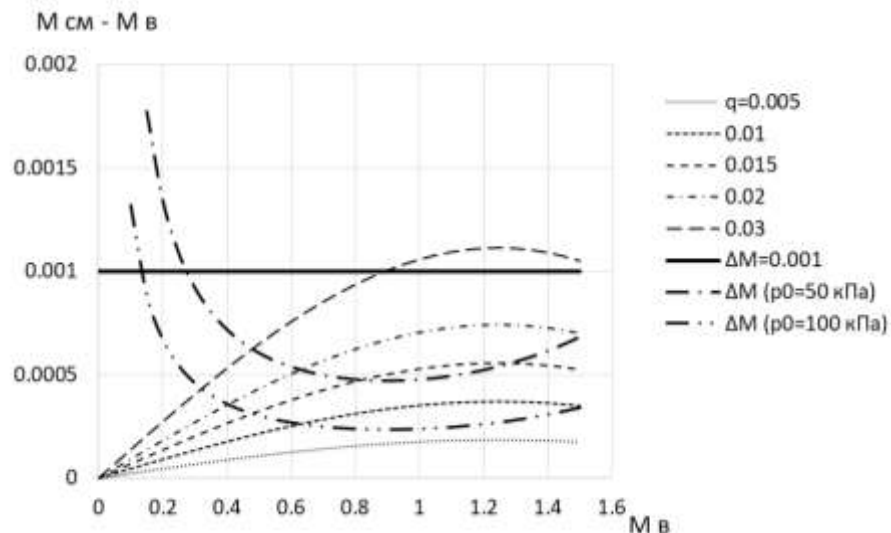


Рисунок 6 — Зависимость разности чисел Маха влажного и сухого воздуха от числа Маха потока.

Погрешность измерения числа M , характерная для трансзвуковых аэродинамических труб, приведена на рисунке 6 для двух значений давления торможения $P_0 = 50$ и 100 кПа (И. И. Юшков). В трансзвуковом диапазоне скоростей систематическая погрешность, связанная с влиянием влажности, превышает инст-

рументальную погрешность измерения числа M , начиная с уровня массовой доли пара $q \approx 0,007$ при $P_0 = 100$ кПа и $q \approx 0,015$ при $P_0 = 50$ кПа. Критерием значимости поправки являются требования к точности измерения числа M : $\Delta M = \pm 0,001$ (AGARD-AR-184), которые удовлетворяются при естественном уровне влажности $q \leq 0,02$ (рисунок 6). Следовательно, поправку к числу M в трансзвуковом диапазоне скоростей при современном уровне требований можно не вносить в результаты обработки экспериментальных данных. Поправка к скорости потока получена в виде:

$$\frac{V_{\text{см}}}{V_{\text{в}}} = \frac{M_{\text{см}}}{M_{\text{в}}} \frac{a_{\text{см}}}{a_{\text{в}}} = \frac{M_{\text{см}}}{M_{\text{в}}} \sqrt{\frac{\gamma_{\text{см}} R_{\text{см}}}{\gamma_{\text{в}} R_{\text{в}}}} \approx (1 + 0,26q) \frac{M_{\text{см}}}{M_{\text{в}}}. \quad (31)$$

Скорость потока увеличивается на 2,4% при максимальной влажности атмосферного воздуха $q = 0,08$. Максимальное изменение скорости потока при естественном уровне влажности ($q \approx 0,015$) составляет 0,4% и является значимым. Отношение чисел Re для влажного и сухого воздуха получено в виде:

$$\frac{Re_{\text{см}}}{Re_{\text{в}}} = \frac{M_{\text{см}}}{M_{\text{в}}} \sqrt{\frac{\gamma_{\text{см}} R_{\text{в}} T_{\text{в}}}{\gamma_{\text{в}} R_{\text{см}} T_{\text{см}}}} \frac{\mu_{\text{в}}}{\mu_{\text{в}} + q(\mu_{\text{п}} - \mu_{\text{в}})}. \quad (32)$$

Поправку к Re , обусловленную влиянием естественной массовой доли пара, при современном уровне требований ($\Delta Re \approx \pm 0,05 \cdot 10^6$) вносить необязательно.

Поправка к скоростному напору определена следующим образом:

$$Q_{\text{см}}/Q_{\text{в}} = \gamma_{\text{см}}/\gamma_{\text{в}} (M_{\text{см}}/M_{\text{в}})^2 \approx (1 - 0,092q)(M_{\text{см}}/M_{\text{в}})^2. \quad (33)$$

Поправка к скоростному напору не требуется при естественном уровне водяного пара в воздухе и современном уровне требований: $\Delta c_{x_q} = 0,00005$.

Для измерения нестационарного полного и статического давления использовалась известная схема комбинированного приемника типа Пито — Прандтля с полусферической головкой. Между датчиком и потоком имеется полость, которая сообщается с потоком через цилиндрическое отверстие. Датчик измерения полного давления смещен относительно оси приемного отверстия для предотвращения его повреждения посторонними частицами. Такая конструкция приемника представляет собой резонатор Гельмгольца (H. Helmholtz). Воспользуемся постановкой задачи о колебаниях газа в резонаторе, предложенной Релеем (J. W. S. Strutt (Lord Rayleigh)), для моделирования приемников полного и статического давления. В результате решения этой задачи получена связь между давлением P_e на внешней поверхности приемника вблизи приемного отверстия и давлением P , измеренным датчиком:

$$P_e = P + \frac{\beta \dot{P}}{\omega_0^2} + \frac{\ddot{P}}{\omega_0^2}, \quad (34)$$

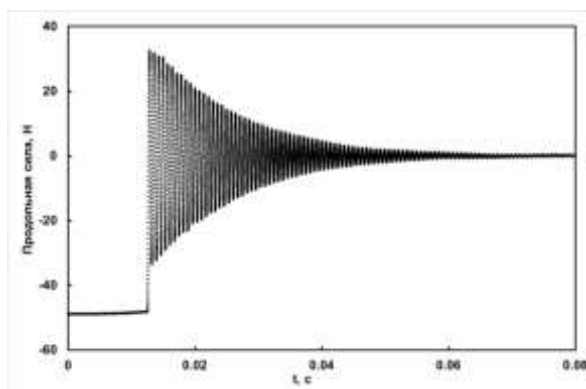
где ω_0 — резонансная круговая частота колебаний газа в приемном отверстии; β — коэффициент демпфирования.

Два последних члена уравнения (34) являются поправкой к показаниям датчика давления на динамическую систему, которую представляет собой резонатор Гельмгольца. Параметры ω_0 и β определяются по результатам опытов с зада-

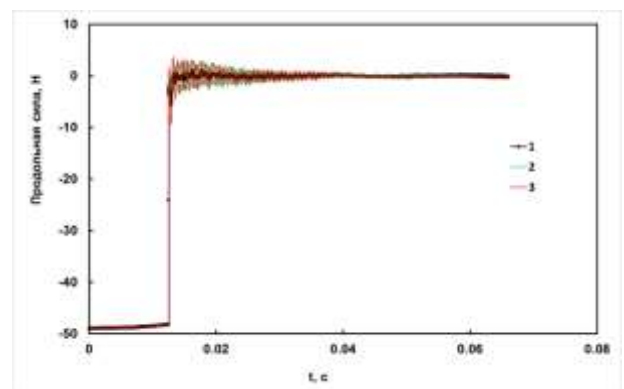
нием во внешней области установившихся гармонических или свободных затухающих колебаний давления, возникающих после воздействия на приемник импульсного давления. Коррекция амплитуд колебаний выглядит следующим образом:

$$P_e^0 = P^a \sqrt{(1 - (\omega/\omega_0)^2)^2 + \beta^2 \omega^2 / \omega_0^4}. \quad (35)$$

Четвертая глава посвящена верификации разработанных в главах 1–3 методов измерений. Метод измерения нестационарных нагрузок верифицирован опытами с приложением ступенчатой силы к однокомпонентному динамометру для измерения силы трения пограничного слоя, к продольной и поперечной компоненте шестикомпонентных тензометрических весов и к динамометру для измерения массы движущихся грузов. Рассмотрим случай приложения ступенчатой силы к продольной компоненте шестикомпонентных тензометрических весов как наиболее характерный. К внутримодельным тензометрическим весам 6Ф-540, установленным вертикально, с помощью рыболовной лески привязывалась платформа с грузом весом 49 Н. Диапазон продольной компоненты весов составил 100 Н, а погрешность (СКО) — 0,32 Н. Для создания силы, близкой к ступенчатой, леска пережигалась. Результаты опыта показаны на рисунке 7 а в виде зависимости измеренной продольной силы от времени. Частота свободных затухающих колебаний продольной компоненты составила $f = 1402 \pm 1$ Гц. Коэффициент демпфирования определялся с помощью метода линейной регрессии по амплитудам затухающих колебаний: $\beta_{AF} = 21,32 \pm 0,08$ кг/с. Коэффициент жесткости продольной компоненты весов — с помощью выражений (19) и (20): $k_{AF} = 10,34 \cdot 10^6 \pm 0,15 \cdot 10^6$ Н/м. Показания продольной компоненты весов при приложении ступенчатой силы обработаны по формуле (12) при $i = 1$ и приведены на рисунке 7 б (линия 1). Погрешность разработанного метода зависит только от погрешности весов: на участке свободных колебаний весов максимальное отклонение составляет 1 Н, а СКО — 0,24 Н, что меньше СКО продольной компоненты 0,32 Н, полученного при калибровке весов. Погрешность 10% в определении коэф-



а)



б)

Рисунок 7 — Продольная сила в зависимости от времени при приложении ступенчатой силы (а — продольная сила, измеренная тензометрическими весами; б — сила, рассчитанная по уравнению (12), в зависимости от времени. 1 — расчет при точных значениях коэффициента жесткости $k_{AF} = 10,34 \cdot 10^6$ Н/м и массы $M_{AF} = 0,133$ кг; 2 — расчет при значении коэффициента жесткости с погрешностью 10%: $k_{AF} = 11,374 \cdot 10^6$ Н/м и $M_{AF} = 0,133$ кг; 3 — расчет при значении массы с погрешностью 10%: $M_{AF} = 0,1463$ кг и $k_{AF} = 10,34 \cdot 10^6$ Н/м).

коэффициента жесткости k_{AF} и массы метрической части весов M_{AF} приводит примерно к одинаковому максимальному отклонению искомой продольной силы от ее нулевого значения (кривые 2 и 3 соответственно): 4 Н, или 4% от половины диапазона компоненты весов. Это подтверждает работоспособность предложенного метода, в том числе и на собственной частоте колебаний весов.

Верификация метода учета изменения нулевых показаний тензометрических весов за время пуска трубы выполнена с помощью прибора измерения силы трения пограничного слоя. Влияние пространственно-временного градиента температуры на показания динамометра исследовано в опыте с неравномерным нагревом динамометра. Результаты опыта приведены на рисунке 8 в виде зависимости показаний динамометра U (в процентах от его диапазона) и термометров сопротивления Т1–Т5 от времени. Сигнал динамометра увеличился на 5% от диапазона измерения. Зависимость показаний динамометра от функции $f(5)$ приведена на рисунке 9. СКО данных от линии регрессии составило 0,000056 мВ/В, или 0,07% от диапазона динамометра. Получены следующие коэффициенты: $c_0 = 0,00017 \pm 0,00003$ мВ/В; $c_1 = 0,00063 \pm 0,00008$ мВ/В/°С; $c_2 = -0,00038 \pm 0,00007$ мВ/В/°С; $c_3 = 0,00309 \pm 0,00059$ мВ/В/°С; $c_4 = -0,00304 \pm 0,00003$ мВ/В/°С.

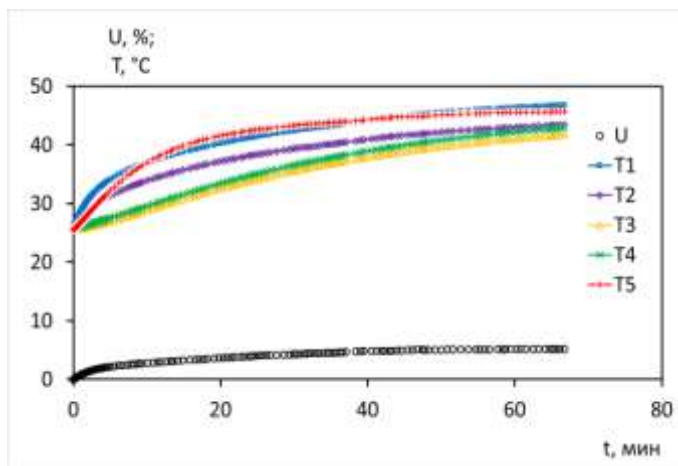


Рисунок 8 — Изменение показаний динамометра и термометров сопротивления от времени при нагревании. U — показания динамометра в процентах от его диапазона; Т1–Т4, Т5 — показания датчиков температуры соответственно на чувствительном элементе и на тыльной стороне измерительной площадки.

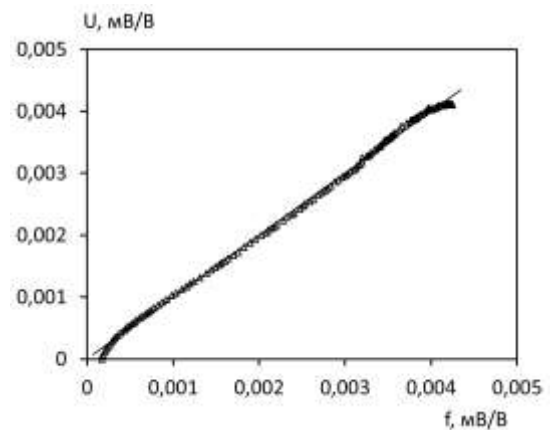


Рисунок 9 — Изменение показаний динамометра в зависимости от линейной комбинации изменений показаний датчиков температуры Т1–Т4 (5); прямая — линия регрессии.

Для верификации математической модели маятникового акселерометра использован оригинальный метод придания акселерометру ускорения, близкого по форме к ступеньке. При пережигании рыболовной лески, удерживающей акселерометр в покое, он приходил в состояние свободного падения. При этом постоянная составляющая ускорения изменялась от нулевого значения до $1g$. Параметры ω_0 и β/M в уравнении (29) определяли с помощью двух методов — задания свободных затухающих и установившихся гармонических колебаний акселерометра. Более точные значения дает метод гармонических колебаний: $\omega_0 = 1293 \pm 11$; $\beta/M = 460 \pm 8$. На рисунке 10 продемонстрированы результаты верифика-

ции предложенного метода. С помощью данного метода устранена систематическая погрешность, обусловленная собственной динамикой акселерометра (кривые 2 и 3 на рисунке 10).

Верификация метода измерения нестационарного давления приемником давления, у которого имеется полость между датчиком и приемным отверстием, выполнена на основе результатов импульсного воздействия на приемник статического давления и эталонный датчик (рисунок 11). Значения собственной частоты колебаний газа в отверстии и коэффициента демпфирования определены на участке свободных затухающих колебаний газа.

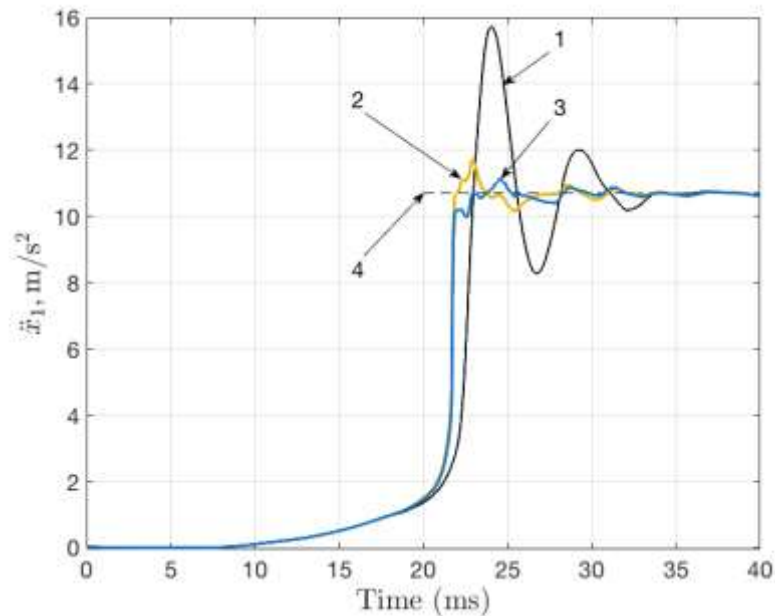


Рисунок 10 — Показания акселерометра А-17 при пережигании рыболовной лески (1 — показания акселерометра; 2 — результат обработки сигнала с использованием (29) при $\omega_0 = 1265$ рад/с, $\beta/M = 610$ рад/с; 3 — результат обработки сигнала с использованием (29) при $\omega_0 = 1293$ рад/с, $\beta/M = 460$ рад/с; 4 — ускорение после затухания колебаний сигнала).

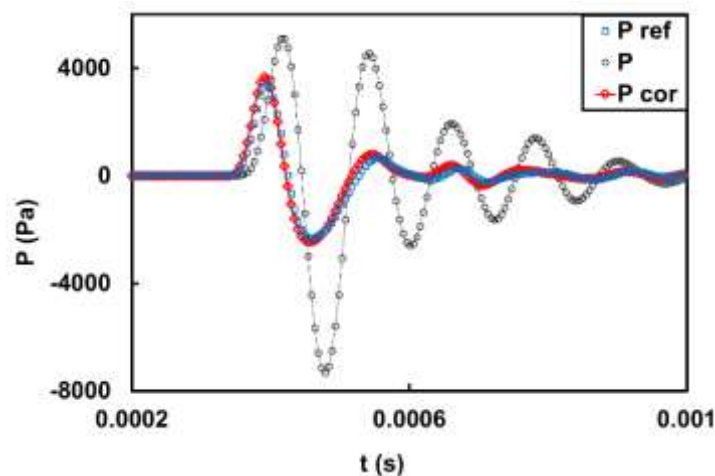


Рисунок 11 — Зависимость давления от времени. P_{ref} — показания контрольного датчика измерения статического давления; P — показания датчика в приемнике статического давления; P_{cor} — результат вычисления по формуле (34).

Первая и вторая производные показаний датчиков, установленных в приемнике, рассчитаны методом конечных разностей второго порядка точности. СКО результатов, вычисленных по уравнению (34), от показаний эталонного датчика составляет 70 Па, или 0,2% от половины диапазона датчика. Полученные результаты демонстрируют работоспособность метода и его высокую точность.

В пятой главе представлены результаты применения разработанной методики в трансзвуковой аэродинамической трубе Т-128 и трубе Людвига УТ-1М. В трубе Людвига УТ-1М при $M = 6$ измерена нестационарная сила сопротивления и получен коэффициент сопротивления острого конуса с углом раствора 10° и длиной 0,96 м. В конусе устанавливался съемный груз для изменения собственных частот колебаний весов. Продольная сила AF и сила сопротивления D , рассчитанная по первому уравнению системы (12), показаны на рисунке 12 в зависимости от времени при $Re_1 \approx 25 \cdot 10^6$ и нулевом угле атаки. Продолжительность существования потока в рабочей части трубы составляет ~ 40 мс: с 20 миллисекунды по 60. Зависимости коэффициентов лобового сопротивления конуса c_D от времени для вариантов с грузом и без груза показаны на рисунке 13. Среднее значение коэффициента лобового сопротивления варианта с грузом составило $c_D = 0,065 \pm 0,017$, где в качестве погрешности приведено СКО, а варианта без груза — $c_D = 0,077 \pm 0,016$. Значения коэффициентов в УТ-1М согласуются со значением $c_D \approx 0,07$, полученным в АДТ ЦАГИ Т-116 для этого же конуса при $M = 6$.

Для проверки значимости обусловленных влиянием влажности поправок к скоростному напору, числам M и Re использовались данные экспериментальных исследований в трансзвуковой аэродинамической трубе Т-128 модели типового гражданского самолета в условиях фиксированного ламинарно-турбулентного перехода пограничного слоя на элементах модели. На рисунке 14 приведены результаты трех испытаний в виде зависимости коэффициента подъемной силы c_{y_a} от коэффициента профильного сопротивления $c_{x_{a\text{проф}}}$ при $M = 0,8$ и $Re = 3 \cdot 10^6$. Зна-

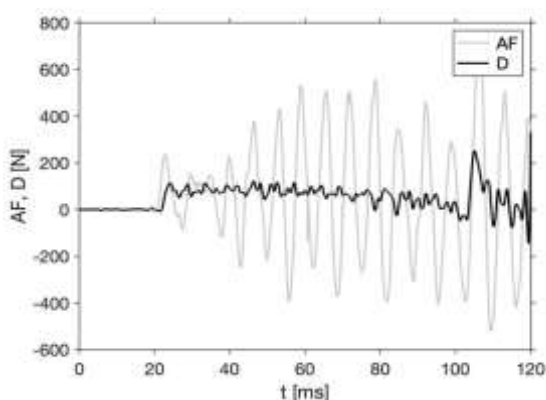


Рисунок 12 — Продольная сила AF и сила лобового сопротивления D конуса, рассчитанная по уравнению (12), в зависимости от времени при $Re_1 \approx 25 \cdot 10^6$ и нулевом угле атаки.

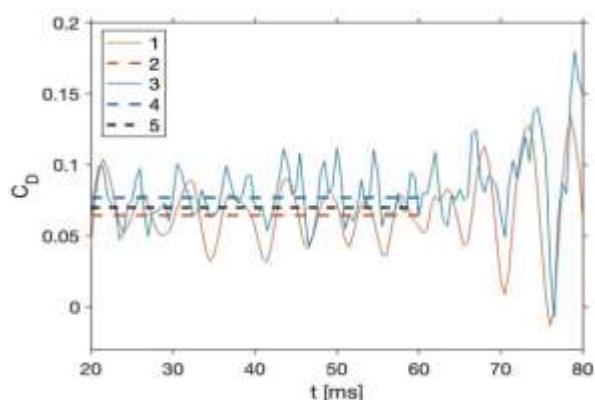


Рисунок 13 — Коэффициент лобового сопротивления конуса в зависимости от времени (1 — вариант с грузом; 2 — $c_D = 0.065$ для варианта с грузом; 3 — вариант без груза; 4 — $c_D = 0.077$ для варианта без груза; 5 — аэродинамическая труба Т-116, $c_D \approx 0.07$).

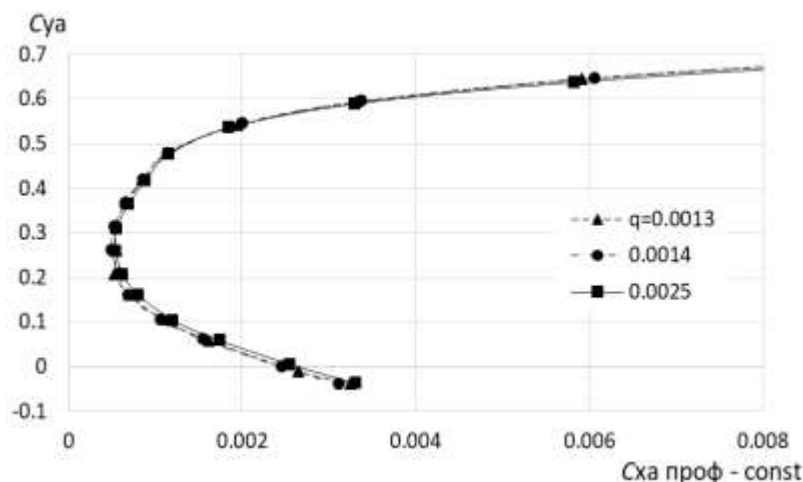


Рисунок 14 — Зависимость коэффициента подъемной силы от коэффициента профильного сопротивления, $M = 0,8$.

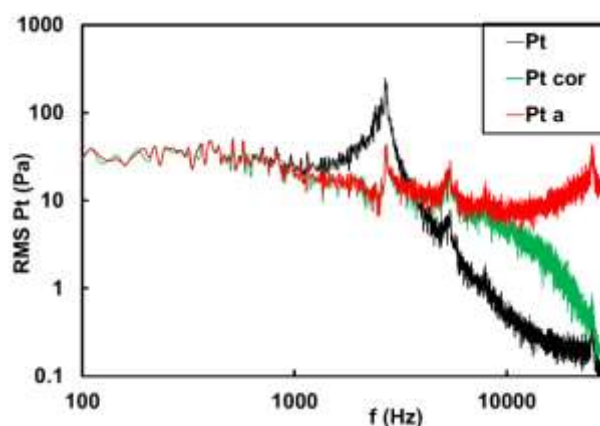


Рисунок 15 — Амплитудные спектры пульсаций полного давления при $M = 0,8$.

P_t — СКО пульсаций измеренного давления;

$P_{t \text{ cor}}$ и $P_{t a}$ — СКО пульсаций давления перед приемным отверстием, рассчитанные с использованием выражений (34) и (35) соответственно.

чения коэффициента профильного сопротивления уменьшены на константу. Испытания проводились в начале зимы, поэтому естественный уровень массовой доли пара оказался невысоким: $q = 0,0025$. Минимальный уровень влажности достигнут после осушки воздуха в контуре трубы: $q = 0,0013$. Для режимов безотрывного обтекания модели ($0,2 \leq c_{ya} \leq 0,6$) половина размаха коэффициента сопротивления составила $\Delta c_{xa} = 0,00005$, что соответствует краткосрочной повторяемости результатов испытаний в Т-128. Представленные зависимости косвенно подтверждают, что влияние влажности на параметры потока незначительно при естественном уровне массовой доли пара. Апробация метода определения нестационарного давления при наличии полости между датчиком и приемным отверстием проведена с использованием результатов измерения нестационарных статического и полного давления комбинированным приемником в трансзвуковой аэродинамической трубе Т-128. Результаты применения двух вариантов (34) и (35) введения поправок к амплитуде пульсаций полного давления представлены на рисунке 15 в виде спектров пульсаций давления. Для сравнения приведен спектр пульсаций давления, измеренного датчиком.

Оба варианта дают хорошее соответствие результатов. Разработанный метод полностью устраняет пик амплитуды давления на собственной частоте приемного отверстия приемника полного давления $f = 2,51$ кГц и сохраняет с меньшей амплитудой основной тон перфорации $f \approx 2,7$ кГц (рисунок 15). Расхождение полученных в двух вариантах амплитуд давления возникает при $f > 8$ кГц, когда амплитуда становится сопоставима с уровнем шума измерительного канала. Более предпочтителен вариант коррекции сигнала с использованием выражения (34).

Еще одним подтверждением высокой точности разработанных методов является повторяемость квазистатических результатов. Оценка случайных погрешностей выполнена с учетом результатов шестикратных испытаний модели пассажирского самолета в трансзвуковой аэродинамической трубе Т-128 в условиях фиксированного ламинарно-турбулентного перехода пограничного слоя на элементах модели ЛА. Результаты шестикратных испытаний приведены на рисунке 19 в виде зависимости коэффициента подъемной силы c_{ya} от преобразованного угла атаки $\alpha \cdot k \cdot c_{ya}$, где α — угол атаки; k — константа. На рисунке 20 показаны зависимости модуля разности коэффициентов лобового сопротивления пятикратных испытаний от коэффициента подъемной силы c_{ya} .

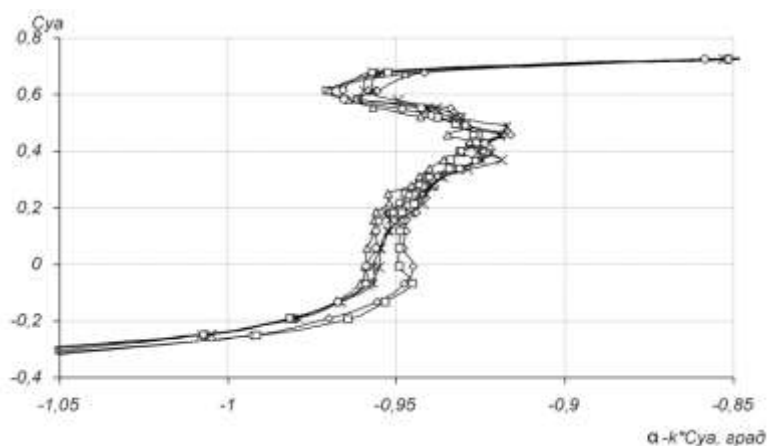


Рисунок 19 — Зависимость коэффициента подъемной силы модели самолета от преобразованного угла атаки.

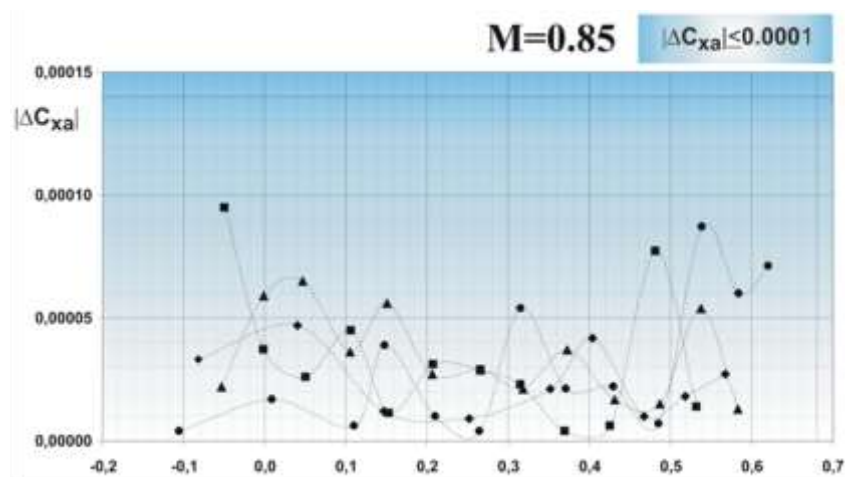


Рисунок 20 — Зависимость модуля разности коэффициента лобового сопротивления от коэффициента подъемной силы.

Полуразмах (размах есть разность максимального и минимального значений) угла атаки при фиксированном значении коэффициента подъемной силы не превышает $0,01^\circ$ для безотрывных режимов обтекания $0 \leq c_{y_a} \leq 0,6$. Полуразмах коэффициента лобового сопротивления не превышает $0,00005$. Эти значения случайных погрешностей угла атаки и коэффициента лобового сопротивления соответствуют современным требованиям производителей гражданской авиационной техники.

В заключении приводятся основные выводы исследования.

Основные результаты работы и выводы

1. Разработаны методы определения нестационарных аэродинамических характеристик моделей летательных аппаратов с высокой точностью с помощью тензометрических весов и компенсационных маятниковых акселерометров.

2. Созданы устройства для измерения нестационарной силы, нестационарного давления, нестационарных углов тангажа и крена и динамометр для измерения нестационарной силы трения пограничного слоя. Разработаны математические модели этих устройств.

3. Разработанные методы измерения позволяют определять искомые нестационарные параметры в широком диапазоне частот, включая и собственную частоту измерительных устройств.

4. Задачи измерения нестационарных нагрузок и углов решены для общего случая, когда системы координат измерительных устройств являются неинерциальными.

5. При определении квазистатических аэродинамических характеристик разработанные методы позволили уменьшить случайные погрешности коэффициента сопротивления и угла атаки в 3–5 раз до уровня $\Delta c_{x_a} \approx \pm 0,00005 - 0,0001$ и $\Delta \alpha \approx \pm 0,005 - 0,01^\circ$, который соответствует современным требованиям производителей транспортных самолетов.

6. При измерении нестационарных нагрузок разработанные методы обеспечили уменьшение среднеквадратичной погрешности измерения в 10 раз, по сравнению с существующими методами, до уровня 1% для однокомпонентных динамометров и 0,5–3% для шестикомпонентных тензометрических весов.

7. Разработанный метод измерения нестационарного давления приемниками давления, у которых имеется полость между датчиком и приемным отверстием обеспечивает среднеквадратичную погрешность на уровне 1% диапазона измерения датчика давления.

8. Метод учета изменения нулевых показаний тензометрических весов уменьшает погрешность, обусловленную влиянием динамической составляющей температуры весов, до уровня среднеквадратичной погрешности весов 0,05–0,1%.

9. Показано, что влияние естественной влажности потока в аэродинамических трубах на числа Маха и Рейнольдса несущественно при существующем уровне требований к погрешностям определения аэродинамических характеристик и при условии, что отсутствует конденсация влаги в потоке и местное число Маха $M < 0,9$. Значимой является поправка к скорости потока: изменение его скорости при максимальной естественной массовой доле пара $q \approx 0,015$ составляет 0,4%.

10. Разработанные методы измерения нестационарных аэродинамических характеристик могут быть использованы для обработки результатов испытаний моделей летательных аппаратов и их элементов в аэродинамических трубах кратковременного, периодического и непрерывного действия с применением тензометрических весов и маятниковых компенсационных акселерометров.

Список опубликованных работ по теме диссертации

I. Публикации в изданиях, рекомендуемых ВАК РФ

1. Горбушин А. Р. Метод учета влияния веса модели и веса динамометра на показания тензометрических весов // Ученые записки ЦАГИ. – 2009. Т. XL, № 4. – С. 63–70.
2. Богданов В. В., Волобуев В. С., Горбушин А. Р. Исследование тепловой динамики тензометрических весов и разработка методов снижения их температурных погрешностей // Ученые записки ЦАГИ. – 2009. Т. XL, № 5. – С. 74–81.
3. Буров В. В., Волобуев В. С., Глазков С. А., Горбушин А. Р., Чумаченко Е. К. Измерительно-вычислительный комплекс трансзвуковой аэродинамической трубы Т-128 // Датчики и системы. – 2010. № 5 (132). – С. 20–24.
4. Горбачев Н. А., Горбушин А. Р., Крапивина Е. А., Судакова И. А. Применение акселерометров для измерения углов тангажа и крена в аэродинамическом эксперименте // Измерительная техника. – 2012. № 8. – С. 25–28.
5. Волобуев В. С., Горбушин А. Р., Судакова И. А., Тихомиров В. И. Два способа калибровки тензометрических весов на калибровочных стендах ЦАГИ // Ученые записки ЦАГИ. – 2017. Т. XLVIII, № 2. – С. 62–70.
6. Горбушин А. Р. Влияние влажности воздуха на параметры потока в до и трансзвуковых аэродинамических трубах // Ученые записки ЦАГИ. – 2018. Т. XLIX, № 1. – С. 3–13.
7. Горбушин А. Р., Колесников А. И. Трёхкомпонентная математическая модель одноосевого акселерометра для измерения углов тангажа и крена // Измерительная техника. – 2019. № 2. – С. 23–28. (ВАК)
8. Горбушин А. Р., Крапивина Е. А., Тытык М. Н. Статическая составляющая температурной погрешности тензометрических весов: определение коэффициента температурной чувствительности // Измерительная техника. – 2021. №10. – С. 8–13.
9. Анохина Е. Н., Горбушин А. Р. Исследование тензометрического динамометра для измерения силы трения пограничного слоя на стенках аэродинамических труб // Измерительная техника. – 2023. № 7. – С. 41–48. doi.org/10.32446/0368-1025it.2023-7-41-48.

II. Публикации в изданиях, индексируемых в Web of Science Core Collection

1. Gorbushin A. R. Pioneering Russian wind tunnels and first experimental investigations, 1871–1915 // Progress in Aerospace Sciences. – 2017. 95C. – P. 99–139. doi.org/10.1016/j.paerosci.2017.10.003. (Q1).
2. Gorbushin A. R., Bolshakova A. A. Unsteady axial force measurement by the strain gauge balance // Measurement. – 2020. 152C. – P. 1–8. doi.org/10.1016/j.measurement.2019.107381. (Q1).

3. Gorbushin A. R., Anokhina E. N., Stolyarov E. P. Unsteady pressure measurement in the presence of a cavity between the sensor and the flow. *Sensors and Actuators A // Physical*. – 2023. – 349. doi.org/10.1016/j.sna.2022.114095. (Q1).
4. Gorbushin A. R., Kozik A. E. Novel method for measuring non-stationary pitch and roll angles with a pendulous accelerometer in the presence of vibrations // *Measurement*. – 2023. – 223, 113724. doi.org/10.1016/j.measurement.2023.113724. (Q1).
5. Gorbushin A. R., Kozik A. E., Anokhina E. N. Non-stationary load measurement using six-component strain-gauge balances // *Measurement*. – 2024. – 226, 114176. doi.org/10.1016/j.measurement.2024.114176. (Q1).

III. Полученные в процессе выполнения работы патенты

1. Пат. 2743778 Российская Федерация, МПК G 01 L 5/00, G 01 M 17/00. Способ определения нестационарной силы и устройство для его реализации / Горбушин А. Р.; заявитель и патентообладатель Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н. Е. Жуковского. – № 2020117452 ; заявл. 27.05.20 ; опубл. 25.02.21, Бюл. № 6. – 2 с. : ил.
2. Пат. 2786749 Российская Федерация, МПК G 01 M 9/00. Способ определения нестационарного давления газа и устройство для его реализации / Анохина Е. Н., Бусел В. И., Горбушин А. Р.; заявитель и патентообладатель Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н. Е. Жуковского. – № 2022121402 ; заявл. 05.08.22 ; опубл. 26.12.22, Бюл. № 36. – 2 с. : ил.
3. Пат. 2780360 Российская Федерация, МПК G 01 N 19/02, G 01 M 9/06. Способ определения нестационарных углов тангажа и крена и устройство для его реализации / Анохина Е. Н., Горбушин А. Р., Козик А. Е., Крапивина Е. А.; заявитель и патентообладатель Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н. Е. Жуковского. – № 2022110068 ; заявл. 14.04.22 ; опубл. 21.09.22, Бюл. № 27. – 2 с.
4. Пат. 2780307 Российская Федерация, МПК G 01 N 19/02, G 01 M 9/06. Устройство для измерения силы трения пограничного слоя потока газа на обтекаемых поверхностях / Чернышев Л. Л., Вермель В. Д., Горбушин А. Р., Лацоев К. Ф., Шардин А. О., Розин И. В., Руденко Д. С., Качарава И. Н. заявитель и патентообладатель Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н. Е. Жуковского. – № 2021139348 ; заявл. 28.12.21 ; опубл. 21.09.22, Бюл. № 27. – 2 с. : ил.
5. Пат. 2805536 Российская Федерация, МПК G 01 G 19/02. Способ определения массы движущегося объекта (варианты) / Анохина Е. Н., Горбушин А. Р., Козик А. Е., Крапивина Е. А., Глазков С. А., Коваленков В. М., Семенов А. В., Якушев В. А., Яцуков О. И.; заявитель и патентообладатель Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н. Е. Жуковского. – № 2022125494 ; заявл. 29.09.22 ; опубл. 18.10.23, Бюл. № 29. – 2 с. : ил.

6. Пат. 2805127 Российская Федерация, МПК G 01 G 19/02 (2006.01). Способ определения массы движущегося объекта (варианты) / Анохина Е. Н., Горбушин А. Р., Козик А. Е., Крапивина Е. А., Глазков С. А., Коваленков В. М., Семенов А. В., Якушев В. А., Яцуков О. И.; заявитель и патентообладатель Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н. Е. Жуковского. – № 2022125496 ; заявл. 29.09.22 ; опубл. 11.10.23, Бюл. № 29. – 2 с. : ил.

IV. Прочие публикации автора по теме диссертации

1. Горбушин А. Р., Анохина Е. Н., Крапивина Е. А., Реслан М. Исследование статических и динамических характеристик однокомпонентного тензометрического динамометра для измерения силы трения пограничного слоя / Материалы V отраслевой конференции по измерительной технике и метрологии для исследований летательных аппаратов. ISSN 2541-8920. 17–18 октября 2023 г., Дом ученых ЦАГИ, Жуковский, с. 371–382.
2. Gorbusin A. R., Glazkov S. A., Gribkova M. S., Dugin D. I., Epikhin A. D., Kozik A. E., Mosharov V. E., Radchenko V. N. A comprehensive study of a sharp cone in a shock tube / 22nd International Conference on the Methods of Aerophysical Research (ICMAR-2024): тезисы доклада. doi: 10.53954/9785604990131_39.